بسم الله الرحمن الرحيم

ديناميات الطيران

اختصار وترجمة وانتقاء من كتاب

Flight Dynamics Principles

تأليف

M. V. Cook

الطبعة 1997

اعداد

المهندس عبد الرحمن

الطبعة الأولى

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مقدمة المساق

هذا المساق يتحدث عن ديناميات الطيران . ويتوقع من الطالب بعد اتمام هذا المساق أن يكون قادر على معرفة إن كان تصميم الطائرة مستقر أم لا ، وحساب خصائص استجابة الطائرة لأمر تحكم معين.

منهج الترجمة والاختصار والانتقاء

الانتقاء:

قمت بانتقاء مواضيع الكتاب التي تفيد الدارس في هذه الدورة ؛ مسترشداً بخطة تخصص هندسة الطيران في الجامعات، مع بعض الاجتهادات الشخصية في حذف بعض المواضيع قليلة الأهمية. وأحياناً أشرت إلى مواضع بعض المواضيع في الكتاب الأصلي لمن أراد التوسع. وشمل الانتقاء أيضاً المسائل والأمثلة.

الاختصار:

لم أقم بتلخيص النصوص حتى لا أخل بالمعنى. بل تركز الاختصار على حذف معظم الاشتقاقات الرياضية؛ حيث حاولت إعطاء العلاقة النهائية مباشرة دون الاهتمام الكبير بكيفية الوصول إليها. كما اختصرت بعض النصوص التي رأيت أن اختصارها أفضل.

الترجمة:

حاولت أن أترجم ما انتقيته من هذا الكتاب ترجمة حرفية قدر الامكان. أما المصطلحات التخصصية فقد استخدمت معجم متخصص، لكن للأسف لا توجد فيه جميع المصطلحات التي واجهتها؛ ولذلك سأكتب الترجمة التي اعتمدتها للمصطلحات اللازمة في قائمة في نهاية كل وحدة وسأسميها " قائمة ترجمة المصطلحات ". لكن للعلم لم أضع بعض المصطلحات قليلة التكرار في "قائمة ترجمة المصطلحات"؛ بل ترجمتها وأتبعتها بالأصل الانجليزي بين قوسين. ونفس الكلام عندما تكون الترجمة لا تعطي المعنى الدقيق للكلمة الانجليزية، أو عندما تكون هناك عدة مرادفات انجليزية لنفس الكلمة العربية، وأحياناً أفعل نفس الشيء للكلمات التي اعتمدت ترجمة لها في " قائمة ترجمة المصطلحات " ! . وأنصح الدارس أن يهتم بالمصطلحات الانجليزية؛ حتى

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

يتمكن من فهم المراجع الانجليزية – إذا احتاجها - ، وأيضاً كي يَسهُل عليه فهم المراجع العربية التي تستخدم ترجمة مصطلحات مختلفة عن التي اخترتها (والتي تضع الأصل الانجليزي عادةً) . هذا بالاضافة إلى ارتباط الرموز - حتى في هذه الدورة - بالمصطلحات الانجليزية.

ملاحظة:

الوحدات والدروس والمسائل والمعادلات والأشكال والأمثلة - لها نفس الأرقام الموجودة في الكتاب الأصلي، لذا عندما يأتي الدرس 3.4 بعد الدرس 3.2 فهذا يعني فقط أن الدرس 3.3 ليس موجوداً في هذا المختصر.

مختصر مقدمة الكتاب (مأخوذة من الفصل الأول):

هذا الكتاب يركز على الاستقرارية والتحكم والخصائص الديناميةة للطائرة. وهذا من أجل الطيران الآمن والجيد. سوف نركز على المفاهيم الأساسية وأيضا على تطبيقاتها بواسطة أمثلة محلولة.

الفهرس:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

3

التوازن الاستاتي والوَزانة

Static equilibrium and trim

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

4

معادلات الحركة

Equations of motion

5

حل معادلات الحركة

The Solotion of Equations of motion

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

9
الاستقرارية
Stability

13
مشتقات التحكم والاستقرارية الايروديناميـة
Aerodynamic stability & control derivatives

الملحقات

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الملحق 2

اقترانات التحويل للطائرات بالنسبة لمحاور الجسم (body axes)

الملحق 3

الوحدات والثوابت والتحويلات

الملحق 5

ديناميات لنظام خطي ثنائي الرتبة
The Dynamics Of Linear Second Order System

الملحق 6

صيغ تقريبية لمشتقات الاستقرارية والتحكم الايروديناميةاللابعدية

الملحق 7

تحويل مشتقات الاستقرارية الايروديناميةمن محاور الجسم إلى محاور الريح، والعكس

الملحق 8

تحويل عزوم القصور الذاتي ومضاريب القصور من محاور الجسم إلى محاور الريح، والعكس

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

2
نظام المحاور والرموز
Systems of axes & notation

قبل الدخول في المهمة الرئيسية وهي تطوير نماذج رياضية للطائرة؛ يجب أولاً أن نضع أساس متين لهذه النماذج. هذا الأساس هو هيكل رياضي يمكن اشتقاق معادلات الحركة ضمنه بطريقة مرتبة ومتناسقة. بما أن الطائرات لها ست درجات حرية؛ فإن وصف حركتها سيكون معقد نبسياً . لذا، فإن الحركة بوصف عادةً بعدد من المتغيرات المرتبطة بنظام محاور مناسب.

2.2 المحاور المثبتة بالطائرة

2.2.1 محاور الجسم (body axes)

وهو نظام محاور مثبت بالطائرة ويتحرك معها. وهو نظام المحاور $(o\,x_b\,y_b\,z_b)$ المبين في الشكل 2.2 . مركز المحاور o عادةً يكون عند مركز الجاذبية (cg) (center of gravity).

2.2.2 المحاور الايرودينامية (أو محاور الريح أو محاور الاستقرارية)

عادةً نُعرِّف نظام المحاور المثبتة بالطائرة بحيث أن المحور ox يوازي متجه السرعة الكلية V_0 كما هو مبين في الشكل2.2 . في الطيران المستقر المتماثل، محاور الريح (wind axes) $(o\,x_w\,y_w\,z_w)$ هي نسخة من محاور الجسم؛ بحيث تدور المحاور حول المحور oy_b بزاوية سقوط الجسم المستقر (steady incidence angle) a_e، بحيث يصبح المحور ox_w موازي لمتجه السرعة.هناك دائماً قيمة وحيدة لزاوية سقوط الجسم a_e لكل ظرف طيران، لكنها تختلف من ظرف طيران لآخر، وقيمتها عادةً بين $-10^o \le a_e \le 20^o$.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

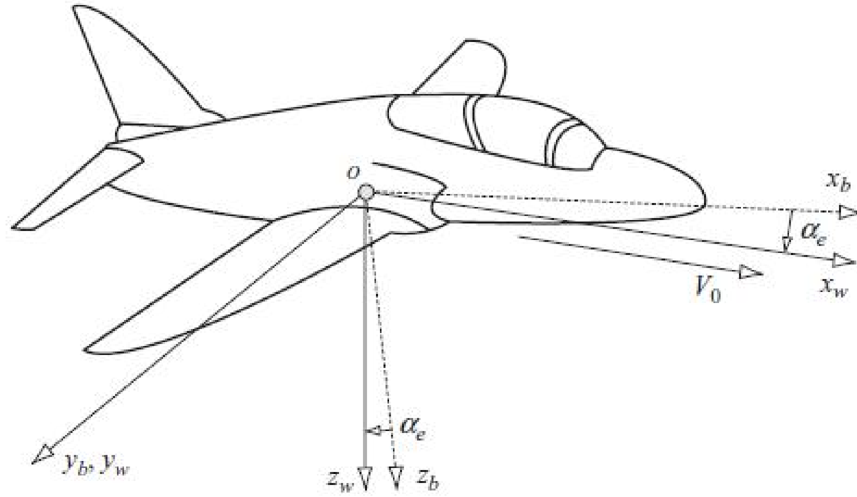


Figure 2.2 *Moving axes systems.*

الشكل 2.2

2.2.3 متغيرات الإقلاق

حركة الطائرة موصوفة بدلالة القوة والعزوم والسرعات الخطية والزاوية والوضع (attitude) ، والتي يمكن تحويلها إلى مُركبات بالنسبة لمحاور مختارة مثبتة بالطائرة (ونفضل محاور الجسم). لذا نفترض أن الطائرة تطير ابتداءاً بطيران مستقر ومستقيم (لكن ليس بالضرورة على ارتفاع ثابت) عندما تكون زاوية سقوط الجسم a_e والسرعة المستقرة V_o يمكن تحليلها إلى مركبات U_e و V_e و W_e كما هو مبين في الشكل 2.3 . في الطيران المستقر غير المتسارع تكون الطائرة في حالة توازن (equilibrium) والقوى والعزوم المؤثرة على الطائرة متعادلة ومجموعها صفر. الظروف الابتدائية عادةً تسمى التوازن الوَزاني (trimmed equilibrium) .

عندما تُقلقَل (disturbed) الطائرة من وضعية الوزانة؛ فإن القوى والعزوم تصبح غير متعادلة ونعرف الحركة العابرة (transient) بدلالة متغيرات الاقلاق المبينة في الشكل 2.3 وملخصة في الجدول 2.1 .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

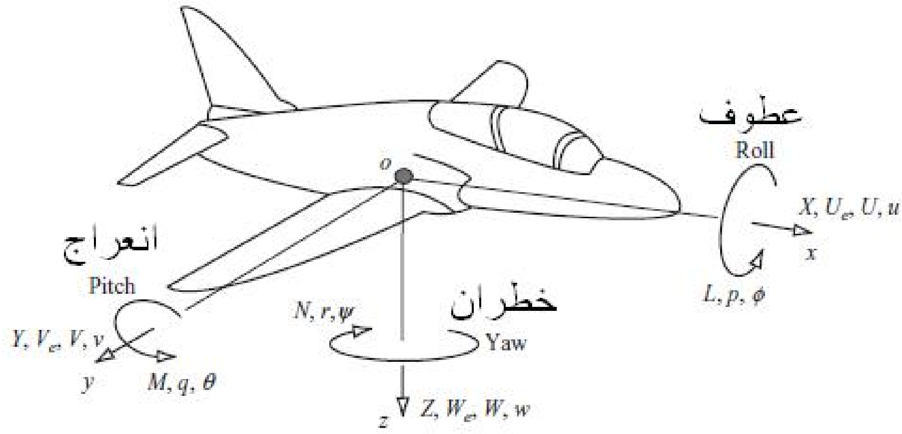


Figure 2.3 *Motion variables notation.*

الشكل 2.3

الجدول 2.1 ملخص متغيرات الحركة

	التوازن الوَزاني Trimmed equilibrium			المُقْلَق (Perturbed)		
محاور الطائرة	ox	oy	oz	ox	oy	oz
القوة	0	0	0	X	Y	Z
العزم	0	0	0	L	M	N
السرعة الخطية	U_e	V_e	W_e	U	V	W
السرعة الزاوية	0	0	0	p	q	r
الوضع (attitude)	0	q_e	0	*f*	*q*	*y*

مركبات الكميات الخطية (القوة والسرعة و....) تكون موجبة عندما تكون بنفس اتجاه المحاور الخاصة بها. الاتجاه الموجب لمركبات الكميات الدورانية (العزم والسرعة الزاوية والوضع (attitude) و.....) يُحدد كالتالي: العطوف (roll) الموجب حول المحور ox يكون بحيث يتحرك المحور oy باتجاه المحور oz ، الخطران (pitch) الموجب حول المحور oy يكون بحيث يتحرك المحور oz باتجاه المحور ox ، الانعراج (yaw) الموجب حول المحور oz يكون بحيث يتحرك المحور ox باتجاه المحور oy . لذا، العطوف الموجب هو نزول الجناح الأيمن للأسفل، الخطران الموجب هو ارتفاع المقدمة (nose) للأعلى، والانعراج الموجب هو حركة المقدمة (nose) لليمين كما هو مشاهد من قبَل الطيار.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

وصف بسيط لمتغيرات الاقلاق مبين في الجدول 2.2 . لاحظ أن مركبات السرعات المقلقلة الخطية الكلية (U,V,W) تعطى بمجموع مركبات التوازن المستقر ومركبات الإقلاق العابر (U,V,W) ، لذا

$$\left.\begin{aligned} U &= U_e + u \\ V &= V_e + v \\ W &= W_e + w \end{aligned}\right\} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots..2.1$$

الجدول 2.2 متغيرات الاقلاق (perturbation variables)

X	القوة المحورية 'المقاومة'	مجموع مركبات القوى الايروديناميه والدفع والوزن
Y	القوة الجانبية (side force)	
Z	القوة العمودية 'الرفع'	
L	عزم العطوف	مجموع مركبات العزوم الايروديناميه وعزوم الدفع وعزوم الوزن
M	عزم الخطران	
N	عزم الانعراج	
p	معدل العطوف	مركبات السرعات الزاوية
q	معدل الخطران	
r	معدل الانعراج	
U	السرعة المحورية	مركبات السرعة الخطية الكلية لمركز الجاذبية (cg)
V	السرعة الجانبية	
W	السرعة العمودية	

ملاحظة : عندما تكون الاقلاقات (perturbations) صغيرة بحيث أن الزوايا (ϕ,θ,ψ) صغيرة ، نستطيع الحصول على العلاقات التقريبية التالية:

$$\left.\begin{aligned} p &= \dot{\phi} \\ q &= \dot{\theta} \\ r &= \dot{\psi} \end{aligned}\right\} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots2.23$$

2.5 الجيومترية المرجعية للطائرة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

وصف التخطيط الجيومتري للطائرة هو جزء رئيسي لعملية النمذجة الرياضية. من أجل تحليل ديناميات الطيران من المناسب وصف جيومترية الطائرة لعدد قليل من الحدود المرجعية والتي سوف نوضحها الآن وهي مبينة في الشكل 2.9

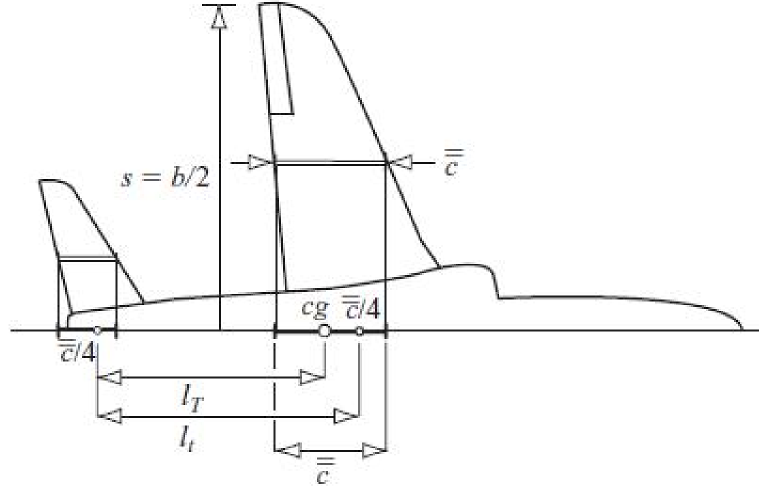


Figure 2.9 *Longitudinal reference geometry.*

الشكل 2.9 الجيومترية المرجعية الطولانية

2.5.1 مساحة الجناح

المساحة المرجعية هي عادةً المساحة المستوية الاجمالية للجناح بما فيها الجزء داخل جسم الطائرة ، ويرمز لها بـــ S

$$S = b\bar{c}$$

حيث b هي باع الجناح و $\bar{c}$ هي المتوسط المعياري لوتر الجناح.

2.5.2 المتوسط الايروديناميي للوتر (mac)

المتوسط الايروديناميي للوتر (mac) (mean aerodynamic chord) ويرمز له بـــ $\bar{\bar{c}}$ ويعرف كالتالي

$$\bar{\bar{c}} = \frac{\int_{-s}^{s} c_y^2\, dy}{\int_{-s}^{s} c_y\, dy}$$

نحدد موقع الـــ mac المرجعي على الخط المركزي للطائرة باسقاط $\bar{\bar{c}}$ من موقعه الباعي كما هو مبين في الشكل 2.9 . لذا للأجنحة الممتدة (swept) تكون الحافة المتقدمة لـــ mac بعد (خلف) الحافة المتقدمة لجذر وتر الجناح . الـــmac يمثل موقع الوتر الجذري للجناح

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

المستطيل الذي له نفس التأثير الايروديناميي على الطائرة للجناح الفعلي. عادةً، mac يستخدم في دراسات الاستقرارية والتحكم لأن العديد من المراكز الايروديناميية تقع عليه.

2.5.3 المتوسط المعياري للوتر (smc)

المتوسط المعياري لوتر الجناح (smc) (standard mean chord) هو نفسه المتوسط الجيومتري للوتر ويرمز له بالرمز $\bar{c}$. وتعريفه للجناح ذو الهيئة المستوية المتماثلة:

$$\bar{\bar{c}} = \frac{\int_{-s}^{s} c_y \, dy}{\int_{-s}^{s} dy} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 2.29$$

حيث s=b/2 هي نصف الباع (semi-span) و c_y هو الوتر الموضعي عند المسافة الباعية y . للجناح المستقيم المستدق؛ معادلة 2.29 تصبح :

$$\bar{c} = \frac{S}{b} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 2.30$$

نحدد موقع الـــ smc المرجعي على الخط المركزي للطائرة باسقاط $\bar{c}$ من موقعه الباعي بنفس الطريقة المتبعة في الـــ mac . لذا للأجنحة الممتدة تكون الحافة المتقدمة للـــsmc أيضاً قبل الحافة المتقدمة للوتر المرجعي للجناح. الـــ smc هو المتوسط المفضل للوتر من قِبَل مصممي الطائرات لأنه يرتبط ببساطة مع جيومترية الطائرة. لمعظم الطائرات الـــ smc و mac متماثلات تقريباً في الطول والموقع وبالتالي هما عملياً قابلات للتبادل. من الشائع أن نجد مراجع (كتب) تعطي متوسط الوتر دون تحديد أيهما المقصود. هذا ليس بالأمر الجيد، بالرغم من أن الخطأ الناتج من الافتراض الوتر الخاطئ قلَّما يكون خطير؛ مع ذلك، الوتر المرجعي المستخدم في أي تطبيق يجب أن يحدد بوضوح.

2.5.4 النسبة الباعية

النسبة الباعية لجناح الطائرة هي مقياس لنحالته الباعية، ويرمز لها بـــ A (أو AR) وتعرف كالتالي :

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{b}{\bar{c}} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 2.31$$

2.5.5 موقع مركز الجاذبية (cg)

مركز الجاذبية (cg) (center of gravity) للطائرة يقع عادةً على الوتر المرجعي كما هو مبين في الشكل 2.9 . موقعه يعرف كنسبة من $\bar{\bar{c}}$ (أو $\bar{c}$) ، ويرمز له بـــ h ،

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

ويقاس من الحافة المتقدمة للوتر المرجعي. موقع cg يتغير بتغير تحميل (loading) الطائرة ، التغير عادةً يكون بنسبة 10% إلى 40% من $\bar{\bar{c}}$ ، أي $0.1 \le h \le 0.4$.

2.5.6 ذراع عزم الذيل(tail moment arm) ونسبة حجم الذيل (tail volume ratio)

الـــ mac للذيل الأفقي يعرف ويحدد موقعه بنفس الطريقة mac للجناح كما هو مبين في الشكل 2.9 . نفرض أن القوى والعزوم الايروديناميكية للذيل والجناح تؤثر في المراكز الايروديناميكية لهما، واللذان يقعان تقريباً على نقطة ربع الوتر للـــ mac للجناح والذيل على التوالي. ذراع عزم الذيل l_T يعرف بالمساحة الطولانية بين مركز الجاذبية والمركز الايروديناميكي للذيل كما هو مبين في الشكل 2.9 . نسبة حجم الذيل $\overline{V}_T$ هي حد جيومتري مهم ويعرف بـــ

$$\overline{V}_T = \frac{S_T\, l_T}{S\,\bar{\bar{c}}}$$

حيث S_T هي مساحة الذيل . نموذجياً قيمة نسبة حجم الذيل تقع بين $0.5 \le \overline{V}_T \le 1.3$ وهي مقياس للكفاءة الايروديناميكية للذيل كأداة استقرارية.

أحياناً – وخصوصاً في دراسات الاستقرارية والتحكم – من المناسب قياس العزم الطولاني للذيل حول المركز الايروديناميكي للـــ mac للجناح. في هذه الحالة نرمز لذراع عزم الذيل بـــ l_t ، كما هو مبين في الشكل 2.9 ، ونعرف صيغة معدلة قليلاً لنسبة حجم الذيل.

2.5.7 ذراع عزم الزعنفة(fin moment arm) ونسبة حجم الزعنفة (fin volume ratio)

نحدد موقع الـــ mac للزعنفة (fin) (الذيل الرأسي) كما هو مبين في الشكل 2.10 . كما هو في الذيل الأفقي؛ فإن ذراع عزم الزعنفة يعرف بالمسافة الطولانية بين مركز الجاذبية والمركز الايروديناميكي للزعنفة كما هو مبين في الشكل 2.10 . نسبة حجم الزعنفة $\overline{V}_F$ هي جيومترية مهم ويعرف بـــ

$$\overline{V}_F = \frac{S_F l_F}{S\,\bar{\bar{c}}}$$

حيث S_F هي المساحة الكلية للزعنفة. ثانيةً، نسبة حجم الذيل هي مقياس الكفاءة الايروديناميكية للزعنفة كأداة استقرارية اتجاهية.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

كما قلنا فوق، من المناسب أحياناً قياس العزم الطولاني للقوى الايروديناميـة المؤثرة على الزعنفة حول المركز الايروديناميي للـــ mac للجناح. في هذه الحالة ذراع عزم الزعنفة يرمز له بالرمز l_f وهو مبين في الشكل 2.10 .

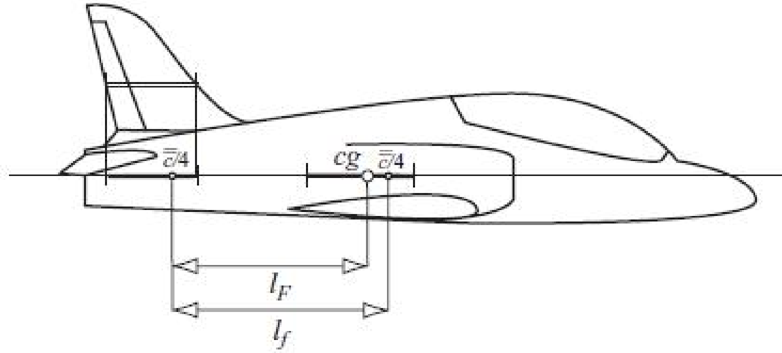


Figure 2.10 *Fin moment arm.*

الشكل 2.10 ذراع عزم الزعنفة

2.6 رموز المتحكمات (controls notation)

2.6.1 التحكمات الايروديناميـة

يتحكم الطيار بالطائرة بواسطة العصا (stick) والدواسة (pedal)، والآلية كالآتي:

(i) في العطوف (roll): قوة دفع يمينية موجبة على العصا ⇐ ازاحة موجبة للعصا ⇐ الجنيح(Aileron) الأيمن للأعلى والأيسر للأسفل (أي وضع سالب) ⇐ يتحرك الجناح الأيمن للأسفل (عطوف موجب)

(ii) في الخطران (pitch) : قوة سحب موجبة للعصا ⇐ ازاحة للخلف (موجبة) للعصا ⇐ الحافة الخلفية للرافع (elevator) ترتفع للأعلى (سالب) ⇐ ارتفاع مقدمة (nose) الطائرة للأعلى (خطران موجب)

(iii) في الانعراج (yaw): قوة دفع موجبة للدواسة اليمنى ⇐ ازاحة موجبة لقضيب (bar) الدفة (rudder) ⇐ الحافة الخلفية للدفة تتجه نحو اليمين (سالب) ⇐ مقدمة الطائرة تتجه نحو اليمين (انعراج موجب)

ازاحات العصا للعطوف والخطران يرمز لها بـــ d_x و d_h على التوالي، ونرمز لازاحة دواسة الدفة بـــ d_z . ازاحات الجنيح والرافع والدفة نرمز لها بـــ x و h و z على التوالي كما هو مبين في الشكل 2.11 . يجب أن نلاحظ أنه – لأن الجنيجات تعمل

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بصورة فرق (act differentially) الازاحة x تُأخذ عادةً كقيمة متوسطة للازاحتين المختلفتين لكل جنيح.

ملاحظة: x تلفظ اكْساي ، h تلفظ ايتا ، z تلفظ زيتا ، d تلفظ دلتا.

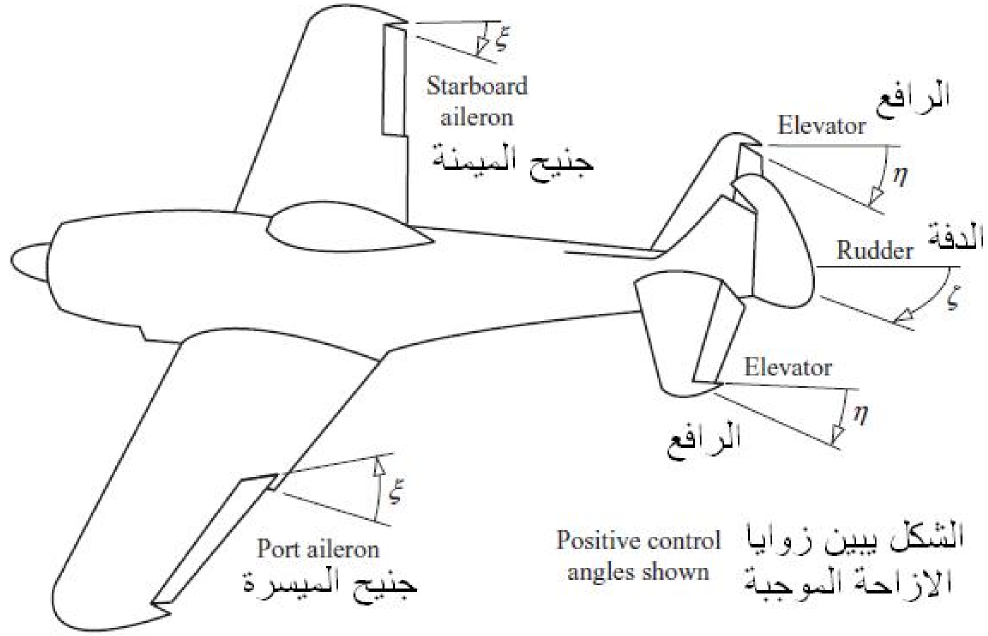


Figure 2.11 *Aerodynamic controls notation.*

الشكل 2.11 رموز المتحكمات الايرودينامية

2.6.2 التحكم بالمحرك

دفع (thrust) المحرك t ...... ازاحة (e) ذراع الخنق (throttle lever) .

الازاحة موجبة لذراع الخنق – وتكون عادةً بالدفع للأمام – تنتج زيادة موجبة في الدفع .

2.7 المراكز المرجعية الايرودينامية

بالرجوع إلى الشكل 2.12 مركز الضغط (cp) (center of pressure) للمقطع الايرودينامي أو الجناح أو الطائرة ككل هي النقطة التي تؤثر عندها محصلة القوة الايرودينامية F . عادةً نحلل القوة إلى مركبة رفع (Lift) عمودية على متجه السرعة ومركبة مقاومة (Drag) موازية لمتجه السرعة ، ونرمز لهما بالرمز L و D على التوالي. نعين موقع الــ cp على الــmac وبالتالي يصبح لدينا مركز ايرودنامي مرجعي مهم.

الــ cp للمقطع الايرودينامي يقع عادةً بين منتصف الوتر وربع الوتر . موقع الــ cp يتغير كاقتران لزاوية الهجوم ورقم ماخ والشكل . يجب أن نلاحظ أن الــcp للطائرة كاملة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

في ظروف طيران التوازن الوزاني يعطي قيمة ثابتة $(h_n\bar{\bar{c}})$ لنقطة التحكم المتعادل، والتي سنناقشها في وحدة 3.

الآن نأخذ نقطة مرجعية أخرى مهمة واقعة أيضاً على الـــ mac ، عند هذه النقطة القوة الايرودينامية الكلية تبقى نفسها لكنها مصحوبة بعزم خطران حول هذه النقطة. من الواضح أن أنسب نقطة مرجعية على الـــmac هي النقطة التي يبقى حولها عزم الخطران ثابت مع تغير زاوية الهجوم . هذه النقطة تسمى المركز الايروديناميي (ac) (aerodynamic center) ، وعند أرقام ماخ صغيرة تقع على – أو تكون قريبة من – نقطة ربع الوتر $\bar{\bar{c}}/4$. (أنظر الشكل 2.12) . لان الـــ ac تبقى تقريباً ثابتة الموقع خلال الاقلاقات الصغيرة لظروف طيران معينة ، ولان عزم الخطران ثابت حول ac ، فإننا نستخدم هذه النقطة كنقطة مرجعية في دراسات التحكم والاستقرارية . من المهم معرفة انه عند زيادة رقم ماخ للطيران فإن ac تتحرك للخلف، وفي الطيران الفوق صوتي تقع أو تكون قريبة من $\bar{\bar{c}}/2$.

تعريف المركز الايروديناميي المعطى فوق كان لموقع ac على وتر المقطع الايروديناميي. لكن، هذا أيضاً ينطبق على موقعه على الـــ mac للجناح نيستخدج أيضاً بكثرة لموقع الـــ ac على الـــmac لمجموع الجناح-جسم الطائرة . دون فقد الكثير من الدقة.

يجب أن ننبيه إلى أن الايروديناميات المعقدة لمجموع الجناح-جسم الطائرة يمكن أن تعطي ac في موقع غير ربع الوتر، لكن لن يكون بعيداً عنه كثيراً.

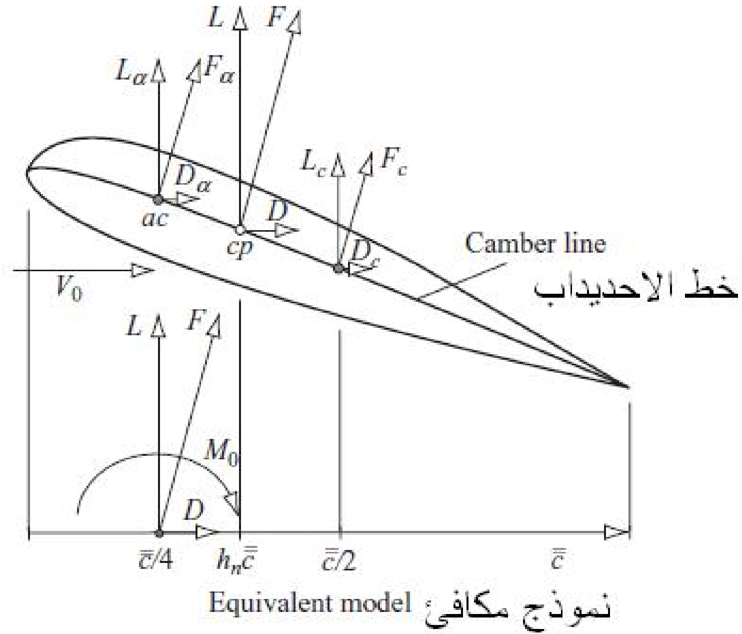


Figure 2.12 *Aerodynamic reference centres.*

الشكل 2.12 مراكز مرجعية ايرودينامية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Dynamics	ديناميات
Aeroplane	طائرة
Aircraft	طائرة
Axes	محاور
Axis	محور
Center of gravity	مركز الجاذبية
Steady	مستقر
Incidence	سقوط
Incidence angle	زاوية السقوط
Perturbation	إقلاق(قلقلة)
Attitude	وضع
Equilibrium	توازن
Trim	وَزانة
Variable	متغير
Fuselage	جسم الطائرة
Span	باع
Chord	وتر
Swept	ممتد
Root Chord	الوتر الجذري
Tapered	مستدق
Aspect ratio	النسبة الباعية
Tail	ذيل
Wing	جناح
Fin	زعنفة
Longitudinal	طولاني
Aileron	جنيح
Roll	عطوف

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Yaw	انعراج
Pitch	خطران
Pedal	دواسة
Stick	عصا
Rudder	دفة
Aileron	جنيح
Elevator	رافع
Planform	هيئة مستوية
Moment arm	ذراع عزم
Thrust	دفع
Center of pressure	مركز الضغط
Airfoil	مقطع ايروديناميكي
Trimmed equilibrium	توازن وزاني
Lift	رفع
Drag	مقاومة
Aerodynamic center	المركز الايروديناميكي
Angle of attack	زاوية الهجوم

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

3
التوازن الاستاتي والوَزانة
Static equilibrium and trim

3.1 التوازن الوزاني

3.1.1 تمهيد

في ظروف الطيران العادية من المعتاد ان يقوم الطيار بتعديل متحكمات الطائرة بحيث أنه عند ترك المتحكمات تتابع الطائرة الطيران عند ظرف الطيران المختار. أي أن الطيار سيرتاح من ضجر متابعة المحافظة على مدخلات التحكم، وقوى التحكم والتي قد تكون متعبة. الطائرة عندها تسمى مُوازَنَة (trimmed) ، وحالة الوَزانة (trim state) تعرف الظرف الابتدائي الذي يمكن حوله دراسة الديناميات التي تهمنا. لذا جميع الطائرات تستخدم طرق للتحديد المسبق أو تعديل حالة الوزانة لسطوح التحكم الرئيسية.

الجنيحات والرافع والدفة جميعها مزودة بسطيحات تصحيح وزانية (trim tabs)، والتي في كل الطائرات – باستثناء الصغيرة – يمكن تعديلها من قِبَل حجرة القيادة خلال الطيران . أيضاً، جميع الطائرات مزودة بسطيح تصحيح رافع خاضع للتعديل باستمرار. إنه متطلب رئيسي أن تبقى الطائرة مستقرة إذا كانت يجب أن تبقى متوازنة بعد الوزانة. عملياً، خصائص الاستقرارية الاستاتية حول المحاور الثلاث تحددها وزانية (trimmability)اللطائرة بصورة كبيرة. لذا ، الاستقرارية الاستاتية تهتم بأفعال التحكم اللازمة لاحداث التوازن وبالخصائص اللازمة للتأكد من أن الطائرة تبقى في حالة توازن. الاستقرارية الدينامية أيضاً مهمة طبعاً، وتحدد بقوة خصبائص الحركة المؤقتة (transient) التابعة لقلقلة حول ظرف الطيران الوزاني.

هدف احداث الوزانة هو ايصال العزوم والقوى المؤثرة على الطائرة إلى حالة توازن. أي الظرف الذي تصبح فيه القوى العمودية والمحورية والجانبية وعزوم العطوف والخطران والانعراج جميعها صفر. تعادل القوى يوصف عادة تقريبياً بمتطلب مساواة الرفع للوزن والدفع للمقاومة . بشرط أن الطائرة مستقرة، فستبقى في توازن إلى حين قلقلتها بمدخلات التحكم من الطيار أو تأثيرات خارجية مثل الاضطرابات الهوائية (turbulence) . الحركة الانتقالية التابعة لمثل هذه القلقلة موصوفة بخصائص الاستقرارية الدينامية . الطائرة المستقرة ستعود إلى حالة التوازن مرة أخرى.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

المحافظة على التوازن الوزاني يحتاج تعديل صحيح متزامن لمتغيرات الطيران الرئيسية لدرجات الحرية الستة ويعتمد على السرعة (أو رقم ماخ) وزاوية ممر (مسار الطيران) وشكل الهيكل والوزن وموقع cg. مع تغير هذه الحدود خلال رحلة طيران ما فإن تعديلات الوزانة تصبح ضرورية. لحسن الحظ، مهمة وزانة الطائرة ليست صعبة كما قد يبدو للوهلة الأولى . متماثل الهيكل يعطي خصائص ايروديناميه متماثلة على الهيكل، وبالتالي – عادةً – يختصر المهمة إلى الوزانة الطولانية فقط . نحتاج تعديلات الوزانة الاتجاهية-الجانبية فقط عند فقد التماثل الايروديناميي، بسبب فقد إحدى المحركات منه مثلاً .

الاستقرارية الجانبية-الاتجاهية مصممة في معظم الطائرات، وتضمن في العطوف بقاء الطائرة مستوية الأجنحة وفي الانعراج الميل للانخماد في (tend to weathercock) الريح عندما تكون الجنيحات والدفة في وضعها الصفري. لذا في الظروف الطبيعية تمتلك الطائرة توازن جانبي-اتجاهي دون تدخل من الطيار . هذا صحيح حتى عندما تحصل تغيرات ملحوظة في السرعة والشكل والوزن وموقع cg ، مثلاً، لأن تماثل الطائرة ما زال موجود. لكن، مثل هذه التغيرات في ظروف الطيران قد تؤدي إلى تغيرات كبيرة في الوزانة الطولانية .

الوزانة الطولانية تتضمن تعديل متزامن لزاوية الرافع والدفع لاعطاء السرعة المطلوبة وزاوية ممر الطيران المطلوبة لشكل هيكل طائرة معين. نحصل على التوازن فقط إذا كانت الطائرة مستقرة طولانياً وتأثيرات التحكم للوزانة تعتمد على درجة الاستقرارية الاستاتية الطولانية. لأن ظرف الطيران الطولاني متغير باستمرار فمن المهم جداً أن يكون التوازن الوزاني ممكن عند جميع الظروف.

3.1.2 ظروف الاستقرارية

الاستقرارية الاستاتية للطائرة تصف رغبة (ميل) الطائرة للرجوع إلى ظرف التوازن الابتدائي بعد قلقلة صغيرة عن الوزانة. الاستقرارية الديناميه، من ناحية أخرى، تصف الحركة المؤقتة الحاصلة في عملية الرجوع إلى التوازن بعد القلقلة. الشكل 3.1 يبين رسمتين تبينان تأثيرات الاستقرارية الاستاتية واللااستقرارية الاستاتية لحالتين مستقرتين ديناميأً. بعد قلقلة ابتدائية – مثلاً الخطران – عند الزمن t=0 فإن الاستجابة الزمانية اللاحقة مبينة في الشكل وتعتمد بوضوح على استقرارية الطائرة.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

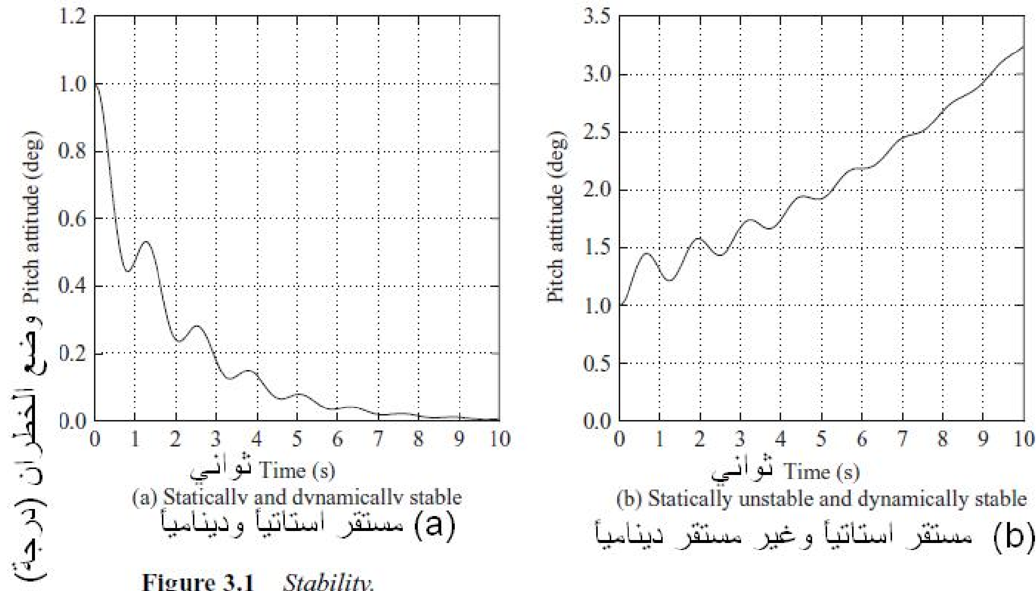


Figure 3.1 *Stability.*

الشكل 3.1 الاستقرارية

للحصول على التوازن الوزاني يقوم الطيار بتعديل زاوية الرافع والدفع للحصول على قوة رفع كافية لتحمل الوزن ودفع كافي لمعادلة المقاومة عند السرعة وزاوية ممر الطيران المطلوبتين. بما أن الطائرة متماثلة فإن قوة التوازن الجانبية تساوي صفر بالطبع. عندما تكون السرعة فوق سرعة المقاومة الصغرى فإن تعادل القوى سيبقى مستمر مع السرعة. لذا فإن الاستقرارية الاستاتية للطائرة تُختَزَل إلى تأثيرات القلقلات الزاويّة حول المحاور الثلاث. بُعيد مثل هذه القلقلة فإن القوى والعزوم الايروديناميكية لن تبقى في حالة توازن وفي الطائرة المستقرة استاتياً فإن العزوم المحصلة الناتجة سوف تجعل الطائرة تتقارب إلى وضعها الابتدائي. إذن يمكن بسهولة تحديد ظرف الاستقرارية الاستاتية لطائرة ما.

لنأخذ قلقلة خطران أو زاوية سقوط (incidence) موجبات حول التوازن. هذا في اتجاه رفع مقدمة الطائرة ويعمل على زيادة السقوط a وبالتالي زيادة معامل الرفع C_L. في الطائرة المستقرة يجب أن يكون عزم الخطران الناتج عزم ارجاع (restoring) ، أي في الاتجاه السالب (اتجاه خفض مقدمة الطائرة) . أيضاً العكس يجب أن يكون صحيح بالطبع (اي بعد قلقلة خفض مقدمة الطائرة) . لذا فإن ظرف عزم الاستقرارية الاستاتية الطولانية يمكن تحديده بواسطة رسم عزم الخطران M أو معامل عزم الخطران C_m ، لزوايا سقوط a حول سقوط الوزانة a_e كما في الشكل 3.2 . قلقلة رفع مقدمة الطائرة تزيد a وتأخذ الطائرة بعيداً عن نقطة الوزانة p حيث يصبح معامل عزم الخطران سالب وبالتالي عزم ارجاع. طبعاً قلقلة خفض مقدمة الطائرة تعطي نفس الاستنتاج. إذن الطائرة تكون مستقرة عندما يكون ميل (slope) هذه الرسمة سالب، أي أن ظرف الاستقرارية هو

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$C_m = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.1$$

$$\frac{dC_m}{da} < 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.2$$

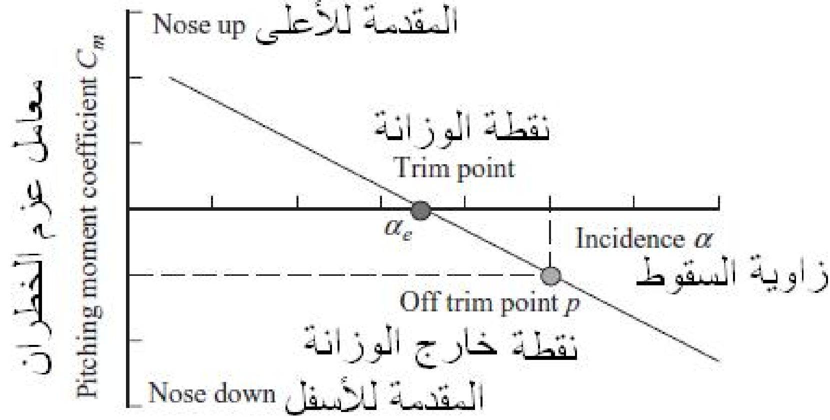


Figure 3.2 *Pitching moment variation with incidence for a stable aircraft.*

الشكل 3.2 تغير عزم الخطران مع زاوية السقوط لطائرة مستقرة

المعادلة السابقة تكون دقيقة لحالة الطيران دون الصوتي ، أما الطيران فوق الصوتي فنستعمل المعادلة (الأشمل) التالية:

$$\frac{dC_m}{dC_L} < 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.3$$

بنفس الطريقة يمكن ان نثبت أن ظروف الاستقرارية الجانبية-الاتجاهية هي:

$$\frac{dC_l}{df} < 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.4$$

$$\frac{dC_n}{db} < 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.5$$

حيث C_l و C_n هي معاملات عزم العطوف والانعراج على التوالي، و f و b هي زاوية العطوف وزاوية الانزلاق الجانبي (sideslip) على التوالي.

3.1.3 درجة الاستقرارية

كما رأينا للتو فإن ظرف الاستقرارية الاستاتية للطائرة حول المحاور الثلاث عند ظروف وزانة معينة هو أن يكون ميل رسمات $C_m - a$ و $C_l - f$ و $C_n - b$ سالب. طبعاً هناك نطاق كبير من الميل السالب، ودرجة الميل تحدد درجة الاستقرارية التي تمتلكها الطائرة . التغير في درجة الاستقرارية الاستاتية الطولانية مبين في الشكل 3.3 . درجة الاستقرارية الاستاتية تُعرف بدلالة هامش الاستقرارية (stability margin) التي تمتلكها

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الطائرة فوق وتحت الاستقرارية الصفرية (استقرارية التعادل) . لذا (مثلاً) هامش الاستقرارية الطولانية يرتبط مباشرة بميل رسمة $C_m - a$.

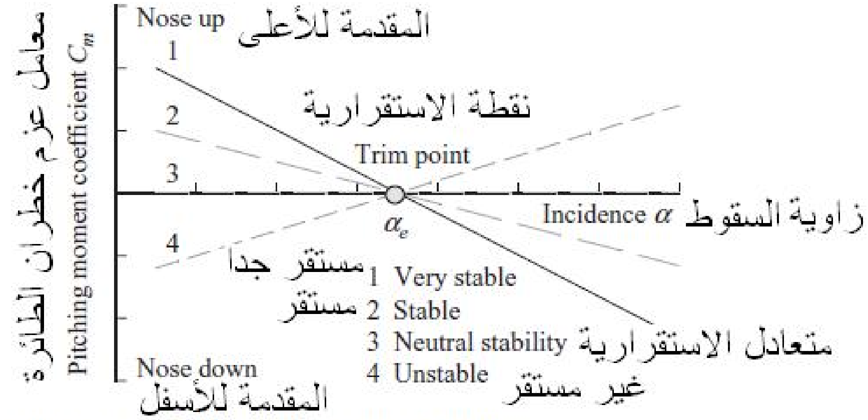


Figure 3.3 *The degree of longitudinal static stability.*

الشكل 3.3 درجة الاستقرارية الاستاتية الطولانية

بالرجوع إلى الشكل 3.3 ولقلقلة معينة لــ a من الواضح أن عزم الخطران الارجاعي (restoring) C_m يكون اكبر للطائرة المستقرة كثيراً . قيمة عزم الارجاع تتناقص مع تناقص درجة الاستقرارية (أو هامش الاستقرارية) ، ويصبح عزم الارجاع صفر عند الاستقرارية المتعادلة ويصبح سالب لحالة عدم الاستقرارية أعلى كلما كان عزم الارجاع التالي لقلقلة ما أكبر . هذا يعني أن الطائرة المستقرة كثيراً ستكون مقاومة للقلقلة (أعني هنا الــ upset) . وهذا بدوره يعني الحاجة إلى أفعال تحكم أعلى لجعل الطائرة تغير حالة الوزانة أو للمناورة. هذا يعني أن هامش الاستقرارية يحدد قيمة أفعال التحكم اللازمة لاحداث وزانة للطائرة . هذا يعني أن الاستقرارية المفرطة يمكن أن تكون ضارة مثل الاستقرارية القليلة ، لأن طاقة التحكم المتوفرة محدودة.

كما أشرنا سابقاً فإن الاستقرارية الاستاتية الجانبية-الاتجاهية تكون عادة ثابتة (بسبب التصميم) وتبقى ثابتة (بدرجة أقل أو أكثر) خلال غلاف الطيران (flight envelope). إذن هامش الاستقرارية الجانبية-الاتجاهية يبقى ثابت (بشكل أساسي) لجميع ظروف الطيران (باستثناء المناورات ذات القيم (amplitudes) العالية التي تصبح بها الخصائص الايروديناميكية غير خطية، وبالتالي هي خارج نطاق هذا الكتاب).

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

3.1.4 التغيرات في الاستقرارية

التغيرات في ظروف التشغيل الايروديناميةِ للطائرة - والتي تؤدي إلى تغيرات في عزم الخطران – تؤدي إلى تغيرات في الاستقرارية الاستاتية الطولانية. للطائرات الكلاسيكية الدون صوتية تكون هذه التغيرات عادة مقبولة وصغيرة، أما في الطائرات الفوق صوتية الحديثة عالية الكفاءة فإن التغير الكبير في ظروف الطيران قد يؤدي إلى تغير كبير في الاستقرارية الاستاتية؛ فمن الممكن أن تكون مثل هذه الطائرة مستقرة عند ظروف طيران معينة وغير مستقرة عند أخرى. الآن نأخذ ملخص في المصادر الرئيسية لتغير الاستقرارية:

3.1.4.1 تأثيرات المحرك

عادةً أكبر تغير في الاستقرارية الاستاتية الطولانية ينشأ من تأثير المحرك. التأثيرات المباشرة تنتج من نقطة تأثير وخط تأثير قوى الدفع بالنسبة للــ cg . كما هو موضح في الشكل 3.4 خطوط الدفع العالية تنتج عزم خطران في اتجاه خفض مقدمة الطائرة، وبالعكس. في ظروف الطيران الوزانية العادية فإن عزم الدفع يجمع مع العزم الايروديناميِ، وتتم وزانة عزم الخطران الكلي إلى الصفر بواسطة تعديل الرافع. لكن، أي قلقلة ايروديناميةِ حول الوزانة والتي تنتج قلقلة دفع تعطي تغيرات في الاستقرارية.

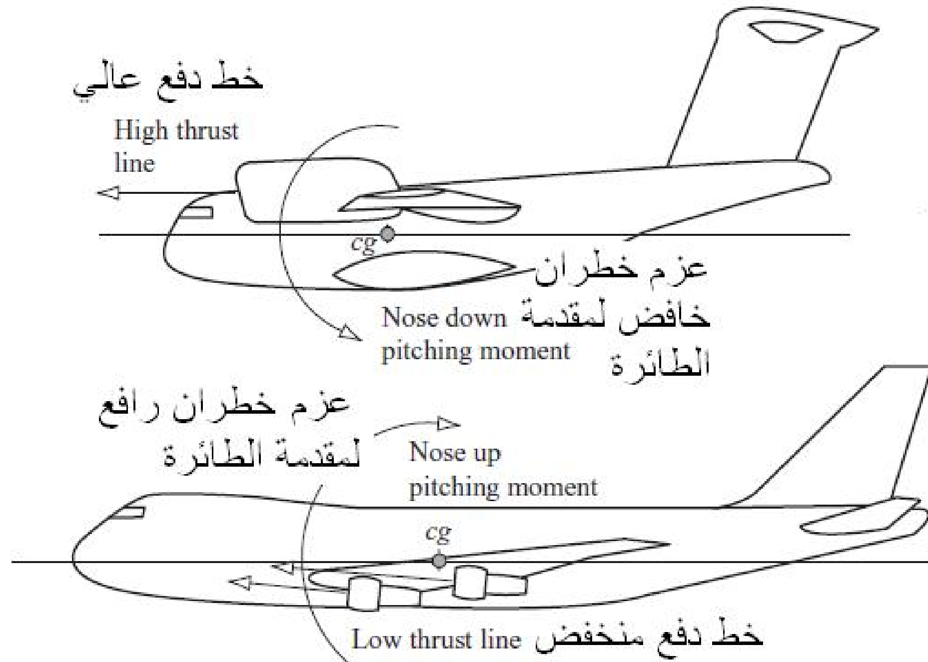


Figure 3.4 *Typical thrust line effects on pitching moment.*

الشكل 3.4 تأثيرات خط الدفع على عزم الخطران

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

التأثيرات غير المباشرة للمحركات تنتج من الدفق المستحث المرافق للمروحة ومخرها (wake) أو المدخل والمخرج للمحرك التربيني . أنظر الشكل 3.5 (بعض الشرح في الكتاب الأصلي لمن أراد)

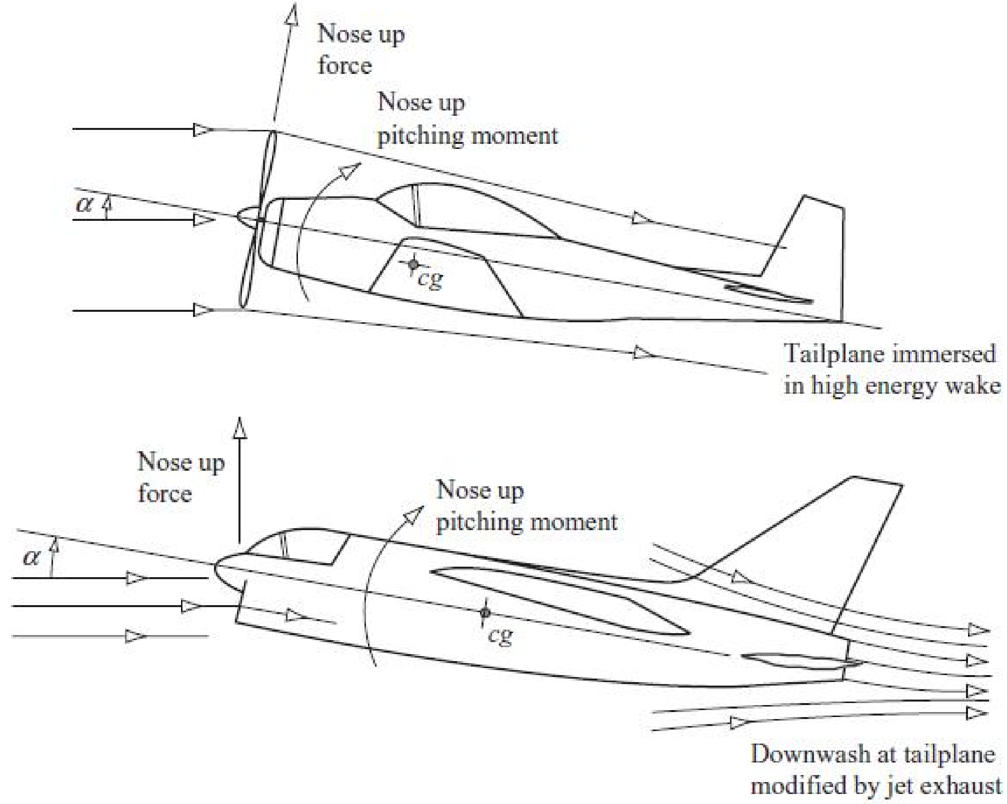


Figure 3.5 *Typical induced flow effects on pitching moment.*

الشكل 3.5

هناك تأثيرات أخرى أقل أهمية مبينة في الكتاب الأصلي لمن أراد ، بالاضافة إلى شرح هذه الـــتأثيرات على رسمة $C_m - C_L$ (المهمة في تحديد الاستقرارية)

3.2 معادلة عزم الخطران

بعد أن قمنا بتبيان أهمية عزم الخطران في تحديد الاستقرارية الاستاتية الطولانية، فإن تحليل اضافي للاستقرارية يحتاج معادلة عزم الخطران. من الصعب ايجاد معادلة عزم الخطران بصورتها الكاملة (الدقيقة) لأنها تعتمد بشدة على جيومترية الطائرة. لكن من الممكن ايجاد تقريب مبسط لمعادلة عزم الخطران، والتي هي مهمة للدراسات الأولية وتعطي فهم جيد لمتطلبات الاستقرارية الاستاتية والوزانة .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

3.2.1 انشاء بسيط لمعادلة عزم الخطران

لانشاء أبسط معادلة عزم خطران ممكنة فإنه من المعتاد تعريف نموذج يبين فقط القوى العمودية وعزوم الخطران المؤثرة على الطائرة. سوف نفرض أنه في الطيران المستقر وعلى ارتفاع ثابت يكون الدفع والمقاومة في حالة توازن وتؤثران عند الــ cg، أيضاً لقلقلات زاوية سقوط صغيرة يكون التغير في هذا التوازن غير ملحوظ . هذا الافتراض يعني أن قلقلات صغيرة في زاوية السقوط تعطي تغيرات ملحوظة في قوى الرفع وعزم الخطران فقط. هذا النموذج موضح في الشكل 3.8 .

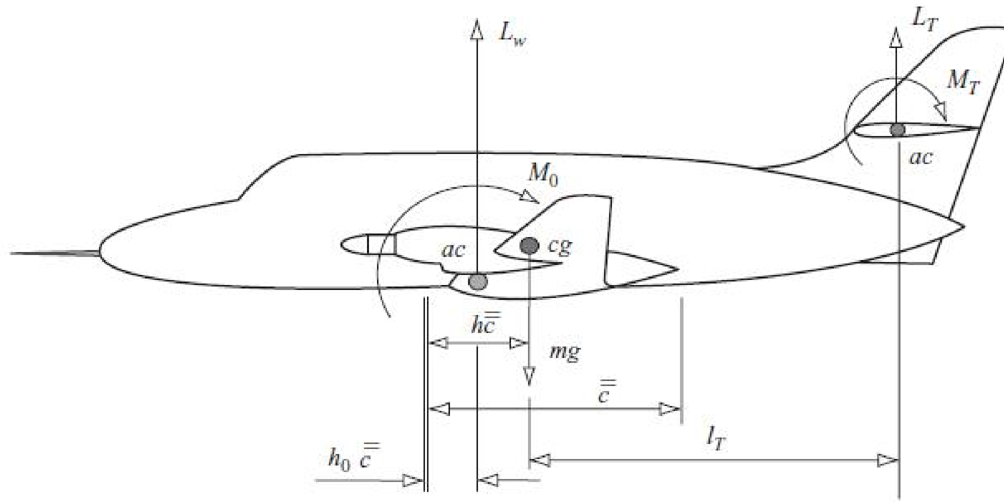


Figure 3.8 *Simple pitching moment model.*

الشكل 3.8 نموذج عزم خطران بسيط

من أجل نمذجة الخطران سنفرض ان النموذج مقسم لجزئين، وهما (مجموع الجناح-جسم الطائرة) و(الذيل). ثم نفرض أن الجناح وجسم الطائرة يتصرفان إيروديناميا كأنهما جناح فقط. والذيل سنعتبره جزء منفصل لانه يعطي الميكانيكية الايروديناميكية الرئيسية للتحكم بالوزانة والاستقرارية الاستاتية الطولانية.

بالرجوع إلى الشكل 3.8 ، نرى أن رفع الجناح-جسم الطائرة L_W وعزم الخطران M_0 يؤثران عند المركز الايروديناميكي ac . بطريقة مشابهة نفرض أن الرفع L_T وعزم الخطران M_T للذيل يؤثران عند المركز الايروديناميكي للذيل. يمكن كتابة عزم الخطران الكلي M حول الــ cg كالتالي:

$$M = M_0 + L_W(h-h_0)\bar{\bar{c}} - L_T l_T + M_T \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.6$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

إذا افترضنا (كما هي العادة) أن المقطع الايروديناميي للذيل متماثل ؛ عندها M_T تصبح صفر. إذن يمكن كتابة معادلة 3.6 بصيغة معاملات كالتالي :

$$C_m = C_{mo} + C_{L_W}(h - h_0) - C_{L_T}\bar{V}_T \;\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.7$$

لتسهيل تحليل عزم الخطران من الضروري كتابة معامل رفع الذيل C_{L_T} بدلالة معاملات أكثر قبولاً، معامل رفع الذيل يمكن كتابته كالتالي :

$$C_{L_T} = a_o + a_1 a_T + a_2 h + a_3 b_h \;\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.8$$

حيث a_o a_1 a_2 a_3 هي معاملات ايروديناميية ثابتة، a_T زاوية السقوط الموضعية (local) ، h هي زاوية الرافع b_h هي زاوية سطيح التصحيح الوزاني . لاحظ أنه بما أن المقطع الايروديناميي للذيل متماثل فإن a_o تساوي صفر . زاوية السقوط الموضعية تتأثر بزاوية وضع الذيل h_T وتشوه الدفق الموضعي بسبب الاجتراف السفلي (downwash) خلف الجناح . جيومترية الدفق مبينة في الشكل 3.9 .

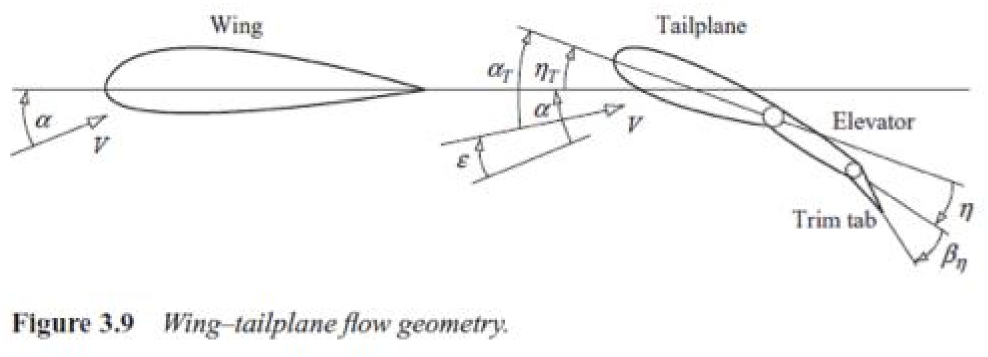


Figure 3.9 *Wing–tailplane flow geometry.*

الشكل3.9 جيومترية دفق الجناح-الذيل

إذن زاوية الهجوم تعطى بالمعادلة :

$$a_T = a - e - h_T \;\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.8$$

حيث e هي زاوية الاجتراف السفلي عند الذيل . بما أنه عند قلقلات صغيرة تكون زاوية الاجتراف السفلي تعتمد فقط على a . إذن :

$$a - e = a\left(1 - \frac{de}{da}\right) = \frac{C_{L_W}}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.10$$

إذن

$$a_T = \frac{C_{L_W}}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) + h_T \;\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.11$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

وبتعويض معادلة 3.11 في 3.8 وتعويض المعادلة الناتجة في 3.7 ومع ملاحظة أن a_o تساوي صفر، نحصل على معادلة عزم الخطران في أبسط صورها :

$$C_m = C_{mo} + C_{Lw}(h - h_o) - \overline{V}_T\left(C_{Lw}\frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) + a_2 h + a_3 b_h + a_1 h_T\right) \quad \ldots\ldots 3.12$$

3.2.2 زاوية الرافع للوزانة

رأينا سابقاً في معادلة 3.1 أن ظرف الوزانة هو $C_m = 0$. بتطبيق هذا الظرف على معادلة 3.12 ، نحصل على زاوية الرافع اللازمة لوزانة الطائرة :

$$h = \frac{1}{\overline{V}_T a_2}\left(C_{mo} + C_{Lw}(h - h_o)\right) - \frac{C_{Lw}}{a}\left(\frac{a_1}{a_2}\right)\left(1 - \frac{de}{da}\right) - \frac{a_3}{a_2} b_h - \frac{a_1}{a_2} h_T \quad \ldots\ldots\ldots 3.13$$

عندما يكون سطيح التصحيح الوزاني موضوع في موضعه المتعادل $(b_h = 0)$ وعند موقع Cg معين (h معين) فإن زاوية الرافع للوزانة تتغير فقط مع معامل الرفع. عند أوضاع سطيح تصحيح وزاني أخرى نحتاج إلى زاوية رافع أخرى لإحداث الوزانة .

3.2.3 اختبار الاستقرارية الاستاتية الطولانية

المتطلب الرئيسي لكي تكون الطائرة مستقرة استاتياً عند طرف وزانة معين معطى بمعادلة 3.2 . بمفاضلة (اشتقاق) معادلة 3.12 بالنسبة لـــ C_L (أو C_{Lw}) وملاحظة أن h_T و C_{mo} ثوابت ، إذن ظرف الاستقرارية يعطى بالمعادلة :

$$\frac{dC_m}{dC_{Lw}} < 0$$

حيث

$$\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = (h - h_o) - \overline{V}_T\left(\frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) + a_2\frac{dh}{dC_{Lw}} + a_3\frac{db_h}{dC_{Lw}}\right) \ldots\ldots\ldots\ldots 3.14$$

3.3 الاستقرارية الإستاتية الطولانية

3.3.1 الاستقرارية في حالة المتحكمات المثبتة

الظرف المسمى بالمتحكمات المثبتة هي الحالة التي يكون فيها الرافع وسطيح التصحيح الرافع في وضع ثابت بالنسبة لظروف الوزانة السائدة . عملياً ، هذا يعني أن الطيار يطير ويداه على المتحكمات في الوضع المثبت (fixed) اللازم لاحداث الوزانة . هذا طبعاً يفترض أن الطائرة مستقرة وتبقى في حالة وزانة.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بما أن المتحكمات مثبتة

$$\frac{dh}{dC_{Lw}} = \frac{db_h}{dC_{Lw}} = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.15$$

معادلة 3.14 يمكن كتابتها كالتالي:

$$\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = (h - h_o) - \bar{V}_T \frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.16$$

أو تكتب

$$K_n = -\frac{dC_m}{dC_{Lw}} = h_n - h \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.17$$

حيث K_n هي هامش الاستقرارية للمتحكمات المثبتة، ميل رسمة $C_m - C_L$. موقع نقطة التعادل للمتحكمات المثبتة h_n على الـــ الوتر الايروديناميي المتوسط $\bar{\bar{c}}$ هو

$$h_n = h_o + \bar{V}_T \frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.18$$

للطائرات المستقرة استاتياً يكون هامش الاستقرارية موجب ، وكلما كانت قيمته أكبر كلما كانت درجة الاستقرارية التي تمتلكها الطائرة أكبر. بالرجوع لمعادلة 3.17 من الواضح أن الطائرة تكون مستقرة عندما يكون موقع الـــ cg (h) أمام موقع نقطة التعادل للمتحكمات المثبتة (h_n) . لذا فإن هوامش الاستقرارية المقبولة تحدد المجال المسموح لموقع الـــ cg لطائرة معينه. الحد الخلفي عادة يكون هو نقطة التعادل للمتحكمات المثبتة، بينما الحد الأمامي تحدده القيمة القصوى لهامش الاستقرارية . تذكر من درس 3.13 أن الاستقرارية المفرطة يمكن أن تكون خطيرة مثل الاستقرارية الضئيلة.

معنى الاستقرارية للمتحكمات المثبتة يترجم بسهولة بواسطة دراسة أفعال الطيار اللازمة لعمل وزانة للطائرة في حالة المتحكمات المثبتة. سوف نفرض أن الطائرة مستقرة وبالتالي يمكن عمل وزانة لها لظروف طيران متزن. عندما تكون الطائرة في حالة اتزان وزاني ابتدائي يكون عزم الخطران يساوي صفر . معادلة 3.12 تصبح

$$0 = C_{mo} + C_{Lw}(h - h_o) - \bar{V}_T\left(C_{Lw}\frac{a_1}{a}\left(1 - \frac{de}{da}\right) + a_2 h + a_3 b_h + a_1 h_T\right)$$
$$\ldots\ldots 3.19$$

نفترض أن الطيار يمسك المتحكمات عند زاوية الرافع المطلوبة، وقدرة المحرك مضبوطة لتعطي طيران مستقر على ارتفاع ثابت و سطيح التصحيح الرافع موضوع عند $b_h = 0$. الآن، لإعادة وزانة الطائرة عند ظرف طيران جديد للمتحكمات المثبتة فإنه من الضروري أن يقوم الطيار بتحريك المتحمات لوضع الرافع الجديد ثم مسك المتحكمات عند

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

هذا الوضع . على سبيل المثال ، لاعادة الوزانة عند سرعة أعلى عند وضع تكون فيه المقدمة أكثر انخفاض، فإن على الطيار أن يحرك عمود التحكم للأمام إلى أن يتم الوصول إلى الوضع الجديد المطلوب ثم يمسك العمود عند هذا الموقع. هذا طبعاً سوف يضع الطائرة في وضع هبوط إلا إذا تم زيادة قدرة المحرك بما يكفي للمحافظة على طبران على ارتفاع ثابت عند سرعة أعلى . لكن، تغيرات قدرة المحرك غير مسموح بها في نموذجنا البسيط هنا.

لذا، لإحداث وزانة لطائرة مستقرة عند أي ظرف ضمن غلاف السرعة (speed envelop) ، ببساطة نحتاج اختيار زاوية الرافع الصحيحة، باقي العوامل تبقى ثابتة. لذا ، فإن المتغير في الاستقرارية للمتحكمات المثبتة هي زاوية الرافع للوزانة. بمفاضلة (اشتقاق) معادلة (3.19) بالنسبة لــ C_{Lw} وبعمل نفس الافتراضات السابقة لكن مع السماح لــزاوية الرافع h بالتغير مع الوزانة، ثم بعد بعض اعادات الترتيب نحصل على

$$\frac{dh}{dC_{Lw}} = \frac{-1}{\bar{\bar{V}}_T a_2}(h_n - h) = \frac{-1}{\bar{\bar{V}}_T a_2} K_n \quad \ldots\ldots\ldots\ldots 3.20$$

لذا، بما أن $\bar{V}_T$ و a_2 ثابتات ، فإن مشتقة زاوية الرافع للوزانة $\frac{dh}{dC_{Lw}}$ تتناسب مع هامش الاستقرارية للمتحكمات المثبتة (K_n) . قياسات زاوية الرافع للوزانة لنطاق من ظروف الطيران – الخاضعة للظروف المذكورة – تعطي طرق عملية لتحديد خصائص الاستقرارية للمتحكمات المثبتة في تجارب الطيران . على كل حال، في مثل هذه التجارب لا يمكن عموماً اهمال أثر قدرة المحرك بشكل كامل على النتائج.

3.3.2 الاستقرارية في حالة المتحكمات الحرة

الظرف المسمى بالمتحكمات الحرة يعني الظرف الذي يكون فيه الرافع حر الطوفان (floating) عند الزاوية التابعة لظرف الوزانة السائد. عملياً هذا يعني أن الطيار يستطيع تطيير الطائرة ويداه مرفوعتان عن المتحكمات مع بقاء الطائرة في حالة الطيران الوزاني.

مرة أخرى فرضنا أن الطائرة مستقرة ، إن لم تكن كذلك فإنها سوف تتباعد عند ترك المتحكمات. هذا الظرف يمكن الحصول عليه فقط إذا أمكن تعديل (adjust) وضع المتحكمات بحيث يطوف الرافع (float) عند الزاوية الصحيح لظرف الوزانة المطلوب (مع رفع الأيدي عن التحكم) . يمكن الحصول على هذا بتعديل (adjust) سطيح التصحيح الوزاني للرافع إلى حين الوصول إلى وضع الوزانة الطلوب. لذا فإن استقرارية المتحكمات الحرة تهتم بسطيح التصحيح الوزاني وخصائص التحكم له.

(باقي التفاصيل في الكتاب الأصلي لمن أراد)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

3.3.3 خلاصة الاستقرارية الطولانية الاستاتية

يمكن تلخيص التفسير الفيزيائي لمعنى الاستقرارية الاستاتية الطولانية كما في الشكل 3.14

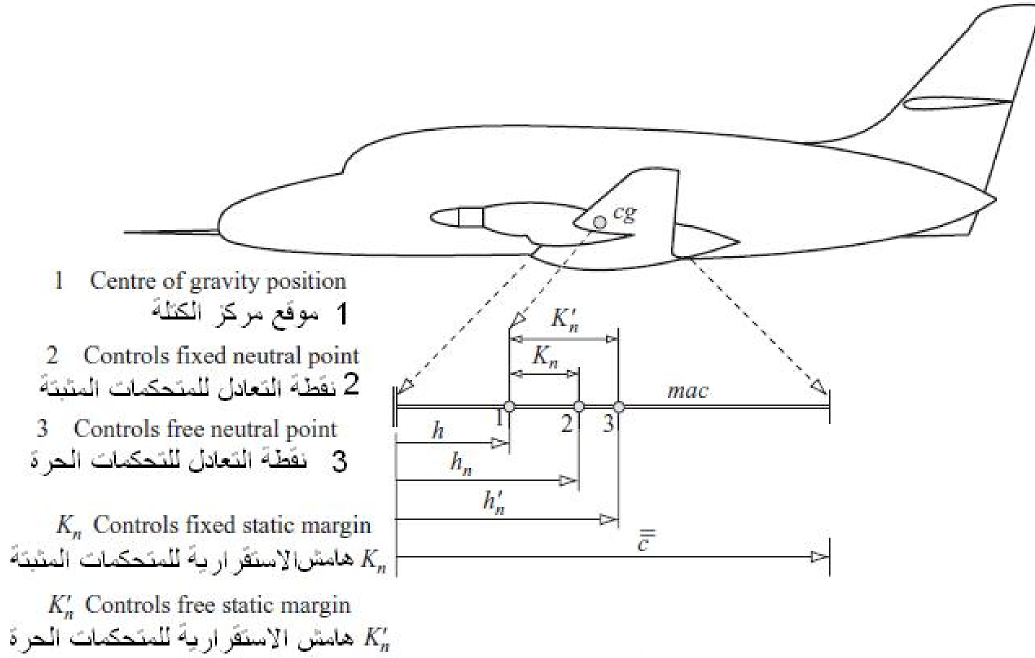


Figure 3.14 *Longitudinal stability margins.*

الشكل 3.14 هوامش الاستقرارية الطولانية

الحدود المهمة هي مواقع نقاط التعادل وعلاقتها بموقع الـــ cg ؛ والذي يحدد هوامش الاستقرارية للطائرة . هوامش الاستقرارية تعبر كلامياً عن درجة الاستقرارية التي تمتلكها الطائرة – للمتحكمات المثبتة والحرة – الهوامش إذن تحدد درجة أمان الطائرة . أيضاً ، بنفس الدرجة من الأهمية ، هوامش الاستقرارية تعطي مقياس لأفعال التحكم اللازمة لوزانة الطائرة . عملياً ، هامش الاستقرارية للمتحكمات المثبتة هو مقياس لإزاحة التحكم اللازمة للوزانة ، وهامش الاستقرارية للمتحكمات الحرة هو مقياس لقوة التحكم اللازمة للوزانة .

3.4 الاستقرارية الجانبية الاستاتية

تهتم الاستقرارية الجانبية الاستاتية بقابلية الطائرة على المحافظة على استواء (level) الجناحين. زوجية الجناح هي أكثر عامل يعطي استقرارية جانبية استاتية، أيضاً هناك عوامل أخرى وبعضها يقلل الاستقرارية. بما أنه من المطلوب من جميع الطائرات أن تطير وجناحاها

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مستويان في الطيران الوزاني فإن الاستقرارية الاستاتية الجانبية تصمم في البداية . الزوجية (dihedral) هي أسهل عامل للتعديل في عملية التصميم من أجل ضبط درجة الاستقرارية لمستوى مقبول. تذكر أن الاستقرارية الاستاتية الجانبية المفرطة سوف تعطي طائرة ذات مقاومة (ممانعة) للمناورة الجانبية ، لذا فإن من المهم الحصول على درجة صحيحة من الاستقرارية. يمكن إدراك أثر اللزوجة كوسيلة للحصول على استقرارية استاتية جانبية بواسطة دراسة الوضع الموجود في شكل 3.15 . بعد قلقلة جانبية صغيرة في العطوف (f) فإن الطائرة ستبدأ بالانزلاق جانبياً بسرعة انزلاق جانبي v . لنأخذ التغيير الناتج في الظروف الايرودينامية في الجناح المتقدم الذي له زاوية زوجية Γ.

(يتابع الكتاب الأصلي في شرح أثر الزوجة على إحداث الاستقرارية، ويثبت أن شرط الاستقرارية هو

$$\frac{dC_l}{df} < 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3.34$$

حيث C_l هو معامل عزم العطوف ، التفاصيل في الكتاب الأصلي)

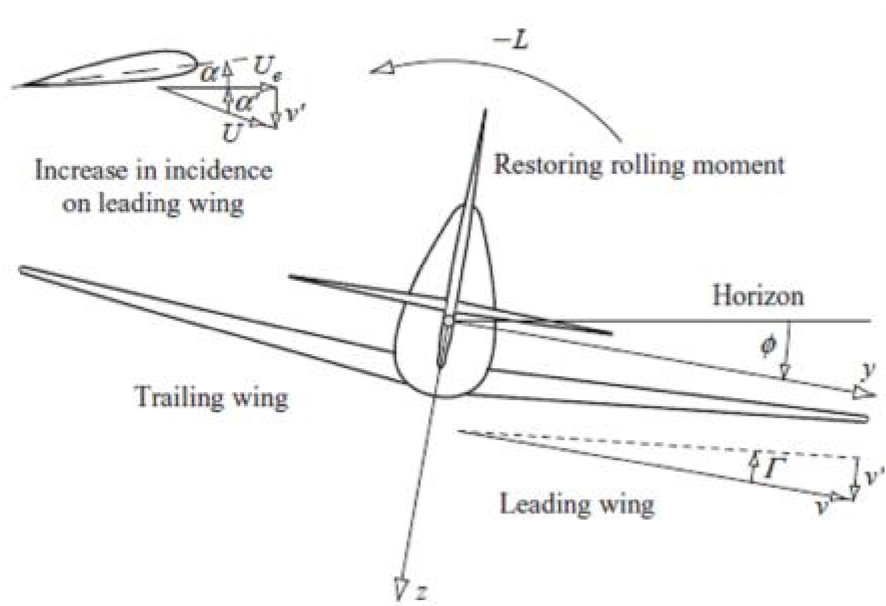


Figure 3.15 *Dihedral effect.*

الشكل 3.15 أثر الزوجية

سلسلة الاحداث التي تتبع قلقلة الانزلاق الجانبي مبينة في الشكل 3.17 لطائرة مستقرة جانبياً ومتعادلة الاستقرارية الجانبية وغير مستقرة جانبياً . لكن تذكر أنه بعد القلقلة تتحدد الحركة الناتجة بخصائص الاستقرارية الجانبية الديناميكية أيضاً .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

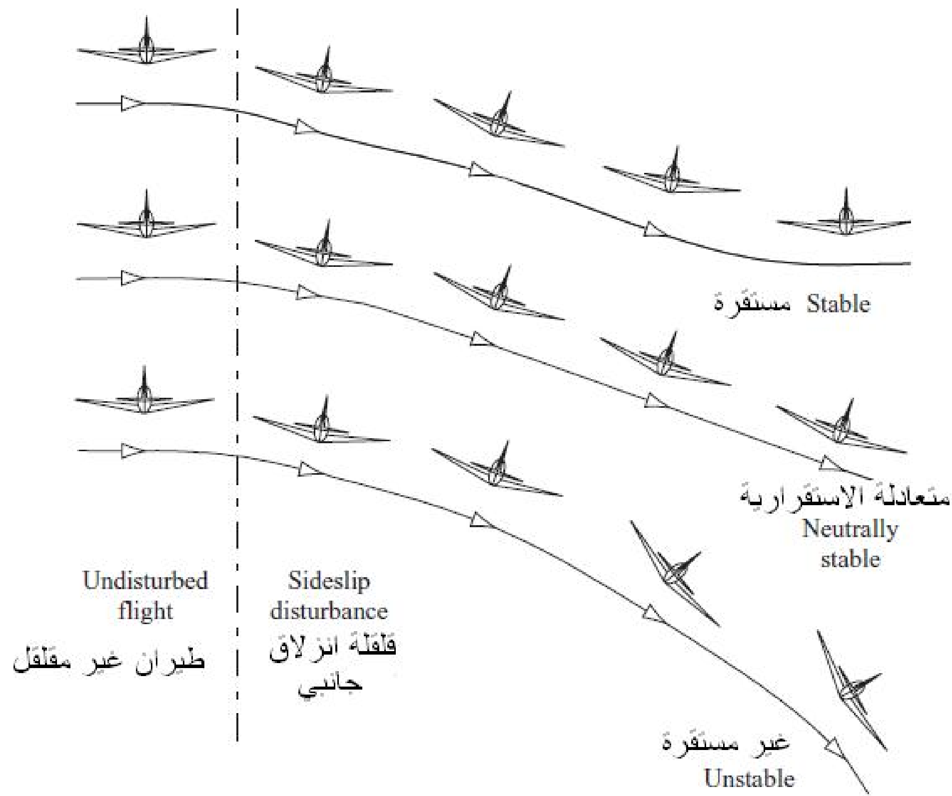


Figure 3.17 *The effect of dihedral on lateral stability.*

الشكل 3.17 أثر الزوجية على الاستقرارية الجانبية

3.5 الاستقرارية الاستاتية الاتجاهية

الاستقرارية الاستاتية الاتجاهية تهتم بقابلية الطائرة للانعراج (yaw) في اتجاه الريح في سبيل المحافظة على الاتزان الاتجاهي بما أن من المطلوب أن تطير كل طائرة بانزلاق جانبي مقداره صفر في الانعراج ، فإنه يبدأ بتصميم الاستقرارية الاتجاهية الموجبة من البداية . الزعنفة (fin) هي المساهم الرئيسي في الاستقرارية الاستاتية الاتجاهية ، أيضا هناك عوامل أخرى بعضها تقلل الاستقرارية . أيضاً من المهم تذكر أن الاستقرارية الاستاتبية الاتجاهية المفرطة سو ف تسبب مقاومة (ممانعة) في مناورة الطائرة ، لذا فإنه من المهم الحصول على الدرجة الصحيحة من الاستقرارية.

لنأخذ الطائرة المعرضة لقلقلة انزلاق جانبي موجبة ما في الشكل 3.18 . أثر سرعة الانزلاق الجانبي v ومركبة السرعة المحورية U تعطي زاوية انزلاق جانبي موجبة b . لاحظ أن زاوية الانزلاق الجانبي الموجبة هذه تعادل زاوية الانعراج السالبة y لأن مقدمة الطائرة انزاحت ليسار محصلة متجه السرعة V . الآن كما هو في الشكل 3.18 ، في القلقلة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

تكون الزعنفة عند زاوية هجوم غير صفرية تساوي زاوية الانزلاق الجانبي b . إذن تنتج رفع L_F والذي يؤثر في الاتجاه المبين وبالتالي يتنج عزم انعراج موجب N . عزم الانعراج يسبب الاستقرار لأنه يجعل الطائرة تنعرج لليمين إلى أن تتناقص زاوية الانزلاق الجانبي للصفر. لذا ، فإن ظرف كون الطائرة مستقرة هو اتجاهياً هو

$$\frac{dC_n}{dy} > 0 \quad \text{(أو بصورة معادلة)} \quad \frac{dC_n}{db} < 0 \ldots\ldots\ldots\ldots 3.35$$

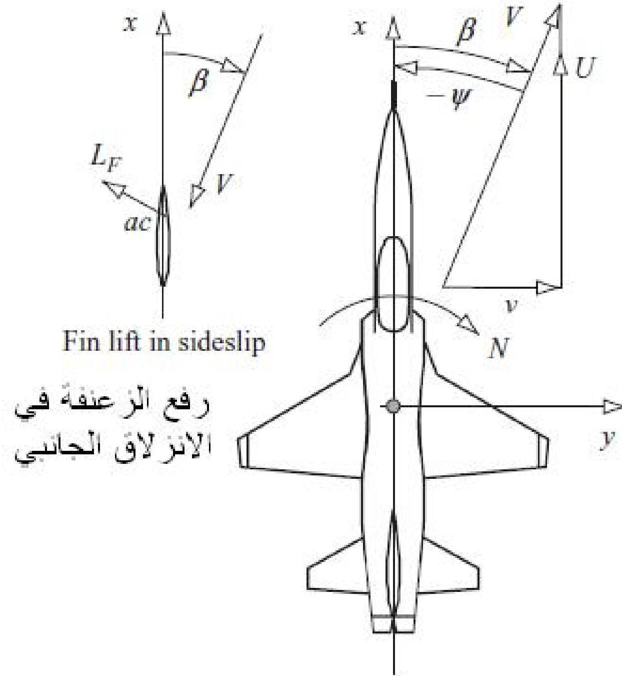


Figure 3.18 *Directional weathercock effect.*

الشكل 3.18 الأثر الاتجاهي (ديك الريح)

Static	استاتي
Trim	وَزانة
Trimmed	مُوازَنَة
Equilibrium	توازن
Stability	استقرارية
Controls	متحكمات
Tab	سُطيح تصحيح

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Transient	مؤقت
Disturb	يقلقل
Flight path	ممر الطيران
Flight path angle	زاوية ممر الطيران
Longitudinal	طولاني
Lateral	جانبي
Directional	اتجاهي
Angular	زاويّ
Disturbance	قلقلة
Converge	يتقارب
Nose up	رفع مقدمة الطائرة
Nose down	خفض مقدمة الطائرة
Stability margin	هامش الاستقرارية
Lateral-directional	جانبي-اتجاهي
Flight envelope	غلاف الطيران
Tailplane	ذيل
Elevator tab	سطيح تصحيح رافع
Power	قدرة
Controls Fixed	المتحكمات المثبتة
Elevator angle to trim	زاوية الرافع للوزانة
Controls free	المتحكمات الحرة
Float	تطوف
Fin	زعنفة
Sideslip	انزلاق جانبي
Dihedral	زوجية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

4
معادلات الحركة
Equations of motion

4.1 معادلات الحركة لطائرة متماثلة

نتعامل مع قانون نيوتن الثاني لكل واحدة من درجات الحرية (degrees of freedom) الست ، والقانون يقول :

الكتلة × التسارع = قوة القلقلة 4.1

لدرجات الحرية الدورانية الكتلة والتسارع تصبح عزم القصور الذاتي والتسارع الزاوي على التوالي، بينما قوة القلقلة تصبح عزم القلقلة. لذا فإن اشتقاق معادلة الحركة يحتاج كتابة معادلة 4.1 بدلالة متغيرات الحركة التي أخذناها في وحدة 2 .

4.1.1 مركبات التسارع القصوري

المهمة الأولى في فهم معادلة 4.1 هي تعريف مركبات التسارع القصوري الناتج من تأثير مركبات قوة قلقلة على الطائرة. لنأخذ الحركة بالنسبة لنظام المحاور $(oxyz)$ حيث المركز o يتطابق مع cg للجسم في الشكل 4.1 . نفترض الجسم والمحاور تتحرك بالنسبة لمرجع خارجي مثل محاور الأرض. مركبات السرعة والقوة على المحاور (ox, oy, oz) يرمز لها بالرمز (U,V,W) و (X,Y,Z) على التوالي. مركبات السرعة الزاوية والعزم حول نفس المحاور يرمز لها بـــ (p,q,r) و (L,M,N) على التوالي. المركبات المحلية للسرعات والتسارع عند p بالنسبة لمحاور الجسم يرمز لها بـــ (u,v,w) و (a_x, a_y, a_z) على التوالي .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

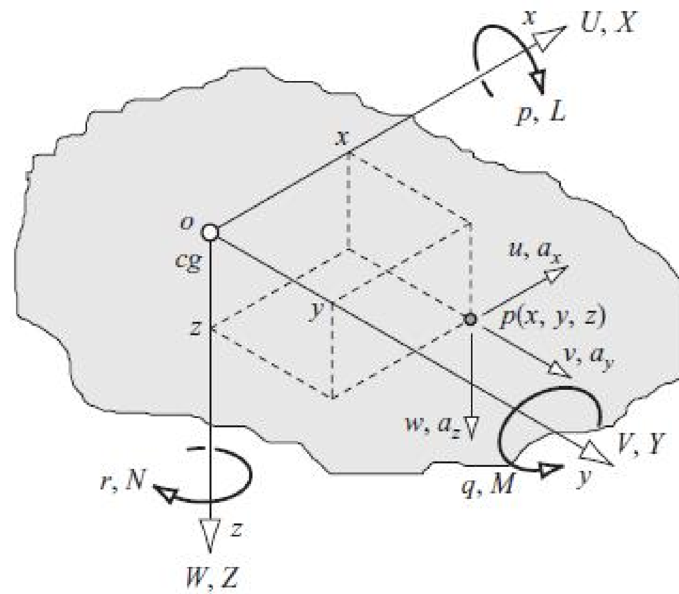


Figure 4.1 *Motion referred to generalised body axes.*

الشكل 4.1 الحركة بالنسبة لنظام محاور جسم عام

4.1.2 المعادلات العامة للقوة

مركبات محصلة القوة الكلية المؤثرة على جسم جاسئ هي

$$m(\dot{U} - rV + qW) = X$$
$$m(\dot{V} - pW + rU) = Y \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 4.12$$
$$m(\dot{W} - qU + pV) = Z$$

حيث m هي الكتلة الكلية للجسم

4.1.3 المعادلات العامة للعزوم

معادلات العزوم للطائرة (المتماثلة طبعاً) هي :

$$I_x \dot{p} - (I_y - I_z)qr - I_{xz}(pq + \dot{r}) = L$$
$$I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr + I_{xz}(p^2 - r^2) = M \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 4.19$$
$$I_z \dot{r} - (I_x - I_y)pq + I_{xz}(qr - \dot{p}) = N$$

معادلة 4.19 تصف حركة العطوف والخطران والانعراج على التوالي. عادةً تكون I_{xz} أصغر من $I_x \, I_y \, I_z$ ويمكن اهمالها.

الجدول 4.1 عزوم القصور الذاتي و مضاريب القصور الذاتي

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

عزم القصور الذاتي حول المحور ox	$I_x = \sum dm\left(y^2 + z^2\right)$
عزم القصور الذاتي حول المحور oy	$I_y = \sum dm\left(x^2 + z^2\right)$
عزم القصور الذاتي حول المحور oz	$I_z = \sum dm\left(x^2 + y^2\right)$
مضروب القصور الذاتي حول المحور ox والمحور oz	$I_{xz} = \sum dm\, x\, z$

4.1.4 قوى وعزوم القلقلة

معادلات 4.12 و4.19 معاً تشكل المعادلات العامة للحركة بدرجات الحرية الستة لجسم جاسئ متماثل له توزع كتلة متجانس. الآن نطور المعادلات أكثر بوضع صيغ جديدة للحدود في الجانب الأيمن من المعادلات تصف قوى وعزوم القلقلة بصورة مرضية. الطريقة المعتمدة هي افتراض أن قوى وعزوم القلقلة ناتجة عن تأثيرات ايروديناميكية (aerodynamic) وجاذبية (gravitational) وتأثيرات تحرك سطح التحكم (controls) وتأثيرات قدرة المحركات (power) وتأثير القلقلات الجوية (atmospheric disturbances) . إذن المعادلات 4.12 و 4.19 يمكن كتابتها كالتالي:

$$\left.\begin{aligned}
m\left(\dot{U} - rV + qW\right) &= X_a + X_g + X_c + X_p + X_d \\
m\left(\dot{V} - pW + rU\right) &= Y_a + Y_g + Y_c + Y_p + Y_d \\
m\left(\dot{W} - qU + pV\right) &= Z_a + Z_g + Z_c + Z_p + Z_d \\
I_x\dot{p} - \left(I_y - I_z\right)qr - I_{xz}\left(pq + \dot{r}\right) &= L_a + L_g + L_c + L_p + L_d \\
I_y\dot{q} + \left(I_x - I_z\right)pr + I_{xz}\left(p^2 - r^2\right) &= M_a + M_g + M_c + M_p + M_d \\
I_z\dot{r} - \left(I_x - I_y\right)pq + I_{xz}\left(qr - \dot{p}\right) &= N_a + N_g + N_c + N_p + N_d
\end{aligned}\right\} \ldots\ldots. \ 4.20$$

المعادلات 4.20 تصف الحركة العامة للطائرة بغض النظر عن مقدار الحركة (ضمن الافتراضات المطبقة). المعادلات غير خطية وحلها بالطرق التحليلية (analytic) غير عملية عموماً. أيضا ، الحدود في الطرف الأيمن للمعادلات يجب استبدالها بصيغ، والتي تكون صعبة التحديد لمعظم الحركات العامة. إذا أردنا المتابعة مع المعادلات الغير خطية للحركة فعلينا استخدام الطرق الحاسوبية والتي هي خارج نطاق هذا الكتاب .

من أجل متابعة تطوير معادلات الحركة لأهداف تحليلية، يجب تحويها إلى خطية (خَطْوَطَتها). الخطوطة (linearization) يمكن الحصول عليها بسهولة بواسطة تقيد حركة الطائرة بالقلقلات الصغيرة حول ظرف الوزانة .

4.2 المعادلات المُخَطْوَطة للحركة (lineaized equation of motion)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

ابتداءا نفرض أن الطائرة تطير تطيران مستقيم وزاني مستمر له زاوية صفرية للعطوف والإنزلاق الجانبي والانعراج. في ظروف الطيران هذه سرعة الطائرة هي V_o، ومركبات السرعة الخطية $\left(U_e, V_e, W_e\right)$ ومركبات السرعة الزاوية كلها صفر . بما أنه لا يوجد انزلاق جانبي $\left(V_e = 0\right)$. نفرض أيضا أن الجو مستقر وغير مقلقل أي :

$$X_d = Y_d = Z_d = L_d = M_d = N_d = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots. \ 4.21$$

الآن ، إذا تعرضت الطائرة لقلقلة صغيرة حول الوزانة، فإن مركبات سرعة القلقلات الخطية هي $\left(u, v, w\right)$ ومركبات سرعات القلقلات الزاويّة هي $\left(p, q, r\right)$ بالنسبة لمحاور الطائرة الغير مقلقلة $\left(oxyz\right)$. لذا فإن المركبات الكلية لسرعة مركز جاذبية الطائرة$\left(cg\right)$ في الحركة المقلقلة تعطي بـــ

$$U = U_e + u$$
$$V = V_e + v = v \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots..4.22$$
$$W = W_e + w$$

الآن من التعريف $\left(u, v, w\right)$ و $\left(p, q, r\right)$ جميعها كميات صغيرة بحيث أن الكميات التي تتضمن مضاريبها ومربعاتها تكون صغيرة جداً ويمكن اهمالها. إذن، نعوض معادلات 4.21 و 4.22 في معادلات 4.20 ، وبملاحظة أن $\left(U_e, V_e, W_e\right)$ مستقرة (steady) وبالتالي ثابتة، وبحذف الحدود الصغيرة جداً ، نحصل على معادلات الحركة المخطوطة:

$$\left.\begin{aligned}
m\left(\dot{u} + qW_e\right) &= X_a + X_g + X_c + X_p \\
m\left(\dot{v} - pW_e + rU_e\right) &= Y_a + Y_g + Y_c + Y_p \\
m\left(\dot{w} - qU_e\right) &= Z_a + Z_g + Z_c + Z_p \\
I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} &= L_a + L_g + L_c + L_p \\
I_y \dot{q} &= M_a + M_g + M_c + M_p \\
I_z \dot{r} - I_{xz} \dot{p} &= N_a + N_g + N_c + N_p
\end{aligned}\right\} \ldots\ldots\ldots..4.23$$

ايجاد صيغ بديلة للتي في الطرف الأيمن من المعادلات أصبح الآن سهل لأن علينا فقط التعامل مع القلقلات الصغيرة حول الوزانة.

4.2.1 حدود الجاذبية (gravitational terms)

قوة الوزن mg المؤثرة على طائرة يمكن تحليلها إلى مركبات تؤثر باتجاه محاور الطائرة الثلاث . عند قلقلة الطائرة فإن هذه المركبات ستتغير تبعاً للقلقلة في الـــ (altttitude) ، مما يساهم في الحركة المقلقلة. لذا فإن مساهمة الجاذبية في المعادلات 4.23 نحصل عليها

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بتحليل وزن الطائرة على محاور الجسم المقلقل. بما أن مركز محاور جسم الطائرة يتحد مع cg فلا يوجد عزوم للوزن حول هذه المحاور

$$L_g = M_g = N_g = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 4.24$$

بتحليل مركبات الوزن على المحاور وبعمليات أخرى (موجودة في الكتاب الأصلي) نحصل على مركبات قوة الجاذبية للقلقلات الصغيرة كالتالي:

$$X_g = -mg\sin q_e - mgq\cos q_e$$
$$Y_g = mgy\ \sin q_e - mgf\cos q_e \ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots.. 4.27$$
$$Z_g = mg\cos q_e - mgq\sin q_e$$

4.4.2 الحدود الإيرودينامية (Aerodynamic Terms)

عندما تقلقل الطائرة من وضع الإتزان فإن التعادل الإيرودينامي يفسد. لوصف التغيرات الحاصلة أثناء القلقلة أمر مثير للتحدي لكثرة التفاعلات الموجودة في الحركة. لكن هناك طرق تعمل بصورة جيدة للطائرات الكلاسيكية التي تكون حركتها محصورة في القلالقلات الصغيرة (نسبياً).

ذكر الكتاب الأصلي إحدى هذه الطرق وأثبت أن القوة المحورية الإيرودينامية X_a مثلاً يمكن كتابتها كالتالي

$$X_a = X_{ae} + \frac{\partial X}{\partial u}u + \frac{\partial X}{\partial v}v + \frac{\partial X}{\partial w}w + \frac{\partial X}{\partial p}p + \frac{\partial X}{\partial q}q + \frac{\partial X}{\partial r}r + \frac{\partial X}{\partial \dot{w}}\dot{w} \ \ldots\ldots..4.29$$

باستخدام رموز مختصرة بديلة، معادلة 4.29 تكتب كالتالي:

$$X_a = X_{ae} + \overset{o}{X}_u u + \overset{o}{X}_v v + \overset{o}{X}_w w + \overset{o}{X}_p p + \overset{o}{X}_q q + \overset{o}{X}_r r + \overset{o}{X}_{\dot{w}} \dot{w} \ \ldots\ldots..4.30$$

المعاملات $\overset{o}{X}_u$ $\overset{o}{X}_v$ $\overset{o}{X}_w$ تسمى مشتقات الإستقرارية الإيرودينامية والرمز $\left(\overset{o}{\ }\right)$ يعني أن المشتقات بعدية (لها بعد (وحدة)). بنفس الطريقة ، يمكن تحديد حدود القوة والعزم الأخرى في باقي المعادلات 4.20 . مثلا الحد الإيرودينامي في معادلات عزم العطوف هو :

$$L_a = L_{ae} + \overset{o}{L}_u u + \overset{o}{L}_v v + \overset{o}{L}_w w + \overset{o}{L}_p p + \overset{o}{L}_q q + \overset{o}{L}_r r + \overset{o}{L}_{\dot{w}} \dot{w} \ \ldots\ldots..4.31$$

4.2.3 حدود المتحكمات الإيرودينامية (Aerodynamic control terms)

المتحكمات الإيرودينامية الرئيسة هي الرافع والجنيحات والدفة. بما أن القوى والعزوم . بما أن القوى والعزوم الحاصلة من انحرافات (deflections) التحكم تنشأ من التغيرات في الظروف الإيرودينامية ؛ فمن الطبيعي حساب أثرها بدلالة حدود (terms) المتحكمات

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الإيروديناميية. الافتراضات التي تنطبق للحدود الإيروديناميية تنطبق أيضا لحدود التحكم ، لذا ، مثلا، عزم الخطران الناتج من المتحكمات الأيروديناميية يمكن كتابته كالتالي:

$$M_c = \frac{\partial M}{\partial x} x + \frac{\partial M}{\partial h} h + \frac{\partial M}{\partial z} z \text{ ....4.32}$$

حيث يرمز لزاوية الجنيح والرافع والدفة بـــ $x \quad h \quad z$ على التوالي. بما أن المعادلة 4.32 تصف أثر المتحكامت الإيروديناميية بالنسبة لظرف الومانة السائد فمن المهم أن تدرك ان زوايا التحكم $x \quad h \quad z$مقاسة بالنسبة لظروف الوزانة $x_e \quad h_e \quad z_e$ على التوالي. مرة أخرى يمكن استخدام صيغة مختصرة لمعادلة 4.32 لتصبح:

$$M_c = \overset{o}{M}_x x + \overset{o}{M}_h h + \overset{o}{M}_z z \text{ ....4.33}$$

يمكن وضع حدود المتحكمات الإيروديناميية في باقي معادلات الحركة بطريقة شبيهة . إذا اردنا دراسة الإستجابة لمتحكمات ايروديناميية أخرى ، مثل القلابات (flaps) والمفسدات (spoilers) وغيرها، عندها علينا اضافة حدود جديدة لمعادلة 4.33 وباقي معادلات الحركة.

4.2.4 حدود القدرة (للمحرك) (power terms)

القدرة وبالتالي الدفع (thrust) نتحكم بها عادة بواسطة زاوية ذراع الخنق في المحرك. تحرك ذراع الخنق يسبب تغير في الدفع والذي يسبب بدوره تغير في مركبات القوة والعزم المؤثرة على الطائرة . من المناسب رياضياً وصف هذه التأثيرات بدلالة مشتقات دفع المحرك ، مثلاً القوة العمودية الناتجة من الدفع يمكن كتابتها :

$$Z_p = \overset{o}{Z}_t \, t \text{ .... 4.34}$$

يمكن كتابة المساهمة في باقي المعادلات بصورة شبيهة. كما في حالة المتحكمات الإيروديناميية فإن تغيرات القدرة تقاس بالنسبة لوضع الوزانة السائد. وبالتالي t هي قلقلة الدفع بالنسبة وضع الوزانة t_e .

4.2.5 معادلات الحركة للقلقلات الصغيرة

لاكمال عملنا للحصول على معادلات الحركة المخطوطة ، فإنه يتبقى علينا تعويض الصيغ المناسبة للحدود الإيروديناميية وحدود الجاذبية وحدود المتحكمات الإيروديناميية وحدود الدفع في معادلة 4.23 . نحصل على باقي الحدود الإيروديناميية من معادلات شبيهة بـــ 4.30 و 4.31 ، ونحصل على حدود الجاذبية من معادلة 4.27 و .... بجمع هذه المعادلات معاً وتعويضها ثم اجراء بعض التبسيطات نحصل على معادلة 4.37 .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$
\begin{aligned}
& m\dot{u} - \mathring{X}_u u - \mathring{X}_v v - \mathring{X}_{\dot{w}}\dot{w} - \mathring{X}_w w \\
& - \mathring{X}_p p - \left(\mathring{X}_q - mW_e\right) q - \mathring{X}_r r + mg\theta\cos\theta_e = \mathring{X}_\xi \xi + \mathring{X}_\eta \eta + \mathring{X}_\zeta \zeta + \mathring{X}_\tau \tau \\
& - \mathring{Y}_u u + m\dot{v} - \mathring{Y}_v v - \mathring{Y}_{\dot{w}}\dot{w} - \mathring{Y}_w w - \left(\mathring{Y}_p + mW_e\right) p \\
& - \mathring{Y}_q q - \left(\mathring{Y}_r - mU_e\right) r - mg\phi\cos\theta_e - mg\psi\sin\theta_e = \mathring{Y}_\xi \xi + \mathring{Y}_\eta \eta + \mathring{Y}_\zeta \zeta + \mathring{Y}_\tau \tau \\
& - \mathring{Z}_u u - \mathring{Z}_v v + \left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)\dot{w} - \mathring{Z}_w w \\
& - \mathring{Z}_p p - \left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) q - \mathring{Z}_r r + mg\theta\sin\theta_e = \mathring{Z}_\xi \xi + \mathring{Z}_\eta \eta + \mathring{Z}_\zeta \zeta + \mathring{Z}_\tau \tau \\
& - \mathring{L}_u u - \mathring{L}_v v - \mathring{L}_{\dot{w}}\dot{w} - \mathring{L}_w w \\
& + I_x\dot{p} - \mathring{L}_p p - \mathring{L}_q q - I_{xz}\dot{r} - \mathring{L}_r r = \mathring{L}_\xi \xi + \mathring{L}_\eta \eta + \mathring{L}_\zeta \zeta + \mathring{L}_\tau \tau \\
& - \mathring{M}_u u - \mathring{M}_v v - \mathring{M}_{\dot{w}}\dot{w} \\
& - \mathring{M}_w w - \mathring{M}_p p + I_y\dot{q} - \mathring{M}_q q - \mathring{M}_r r = \mathring{M}_\xi \xi + \mathring{M}_\eta \eta + \mathring{M}_\zeta \zeta + \mathring{M}_\tau \tau \\
& - \mathring{N}_u u - \mathring{N}_v v - \mathring{N}_{\dot{w}}\dot{w} - \mathring{N}_w w \\
& - I_{xz}\dot{p} - \mathring{N}_p p - \mathring{N}_q q + I_z\dot{r} - \mathring{N}_r r = \mathring{N}_\xi \xi + \mathring{N}_\eta \eta + \mathring{N}_\zeta \zeta + \mathring{N}_\tau \tau
\end{aligned}
$$

….. 4.37

المعادلات 4.37 هي معادلات الحركة للقلقلات الصغيرة بالنسبة لمحاور الجسم ، والتي تصف الإستجابة العابرة للطائرة حول ظرف الطيران الوزاني الحاصل بعد احداث قلقلة صغيرة. المعادلات تشكل نظام من ستة معادلات أنية خطية تفاضلية مكتوبة بالطريقة التقليدية تكون فيها حدود المدخلات (input) في الجانب الأيمن . ضمن الإفتراضات التي وضعناها لاشتقاق هذه المعادلات؛ فإن هذه المعادلات عامة وتصف الحركة التي يمكن أن تكون فيها الديناميات الطولانية والجانبية متقارنة (coupled) . لكن لمعظم الطائرات عند الكلام عن القلقلات الصغيرة (مثل حالتنا هنا) فإن التقارن الطولاني–الجانبي يكون مهمل عادة. إذن ، نستطيع تبسيط هذه المعادلات بافتراض أن الحركة الطولانية الجانبية غير متقارنات بتاتاً.

4.3 معادلات الحركة اللامتقارنة

4.3.1 معادلات الحركة الطولانية

الحركة الطولانية اللامتقارنة هي حركة الاستجابة لقلقلة محصورة بالمستوى الطولاني oxz . إذن الحركة بمعادلات القوة الطولانية X والقوة العمودية (normal) Z وعزم الخطران M فقط. بما أنه لا يوجد جانبية فإن متغيرات الحركة الجانبية v و p و r

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

ومشتقاتها كلها تساوي صفر. أيضا الحركة الطولانية-الجانبية اللامتقارنة تعني أن مشتقات التقارن الايروديناميةصغيرة ومهملة. ويمكن أخذها مساوية لصفر. أي

$$\overset{o}{X}_v = \overset{o}{X}_p = \overset{o}{X}_r = \overset{o}{Z}_v = \overset{o}{Z}_p = \overset{o}{Z}_r = \overset{o}{M}_v = \overset{o}{M}_p = \overset{o}{M}_r = 0 \quad \ldots\ldots \; 4.38$$

أيضا، بما أن حركة الدفة والجنيحات لا تسبب عادة حركة في مستوى التماثل الطولاني، فإنه يمكن أيضا اعتبار مشتقات التحكم الايروديناميي التقارني مساوية لصفر، أي

$$\overset{o}{X}_x = \overset{o}{X}_z = \overset{o}{Z}_x = \overset{o}{Z}_z = \overset{o}{M}_x = \overset{o}{M}_z = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \; 4.39$$

إذن نحصل على معادلات الحركة الطولانية المتماثلة بأخذ معادلات الحركة الطولانية والعمودية وعزم الخطران من المعادلات 4.37 ونعوض المعادلات 4.38 و 4.39 فيها

$$\begin{aligned} m\dot{u} - \mathring{X}_u u - \mathring{X}_{\dot{w}} \dot{w} - \mathring{X}_w w - \left(\mathring{X}_q - mW_e\right) q + mg\theta\cos\theta_e &= \mathring{X}_\eta \eta + \mathring{X}_\tau \tau \\ -\mathring{Z}_u u + \left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)\dot{w} - \mathring{Z}_w w - \left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) q + mg\theta\sin\theta_e &= \mathring{Z}_\eta \eta + \mathring{Z}_\tau \tau \\ -\mathring{M}_u u - \mathring{M}_{\dot{w}} \dot{w} - \mathring{M}_w w + I_y \dot{q} - \mathring{M}_q q &= \mathring{M}_\eta \eta + \mathring{M}_\tau \tau \end{aligned} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \; 4.40$$

المعادلات 4.40 هي أعم صيغة للمعادلات اللامتقارنة للحركة الطولانية المتماثلة بالنسبة لمحاور جسم الطائرة. إذا افترضنا أيضا أن الطائرة تطير على ارتفاع ثابت (level flight) وأن المحاور المرجعية هي محاور الريح أو محاور الاستقرارية، إذن:

$$q_e = W_e = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots \; 4.41$$

مما يبسط المعادلات أكثر لتصبح:

$$\begin{aligned} m\dot{u} - \mathring{X}_u u - \mathring{X}_{\dot{w}} \dot{w} - \mathring{X}_w w - \mathring{X}_q q + mg\theta &= \mathring{X}_\eta \eta + \mathring{X}_\tau \tau \\ -\mathring{Z}_u u + \left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)\dot{w} - \mathring{Z}_w w - \left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) q &= \mathring{Z}_\eta \eta + \mathring{Z}_\tau \tau \\ -\mathring{M}_u u - \mathring{M}_{\dot{w}} \dot{w} - \mathring{M}_w w + I_y \dot{q} - \mathring{M}_q q &= \mathring{M}_\eta \eta + \mathring{M}_\tau \tau \end{aligned} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \; 4.42$$

المعادلات 4.42 تمثل أبسط صيغة ممكنة لمعادلات الحركة اللامتقارنة الطولانية. التبسيطات الأكثر تكون ممكنة عموما عند معرفة القيم الرقمية للمعاملات في المعادلات، حيث تكون بعض المعاملات صغيرة ومهملة.

مثال 4.2

حصلنا على قيم المشتقات الطولانية وبيانات أخرة لطائرة (McDonell F-4C Phantom) من أحد المراجع لظروف طيران لها رقم ماخ 0.6 وارتفاع 10000m

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

زاوية مسار الطيران $g_e = 0^o$ كثافة الهواء $r = 0.3809\, Kg/m^3$

زاوية سقوط الجسم $a_e = 9.4^o$ مساحة الجناح $S = 49.239\, m^2$

السرعة $V_o = 178 m/s$ الوتر الايروديناميي المتوسط $\bar{\bar{c}} = 4.889\, m$

الكتلة $m = 17642\ kg$ تسارع الجاذبية الأرضية $g = 9.8\, m/s^2$

عزم القصور الذاتي للخطران $I_y = 1656690\, Kg\, m^2$

بما ان زاوية مسار الطيران $g_e = 0^o$ وزاوية سقوط الجسم a_e ليست صفر فبامكاننا أن نستنتج أن المشتقات التالية هي بالنسبة لمحاور الجسم وأن $q_e \equiv a_e$. المرجع يعطينا المشتقات الطولانية اللابعدية، أي مشتقة ايروديناميه أخرة مفقودة يجب اعتبارها غير مؤثرة وبالتالي صفرية. لكن مشتقات التحكم المفقودة لا يمكن اعتبارها غير مؤثرة وغيابها سوف يمنع دراسة الاستجابة لهذه المتحكمات.

$$X_u = 0.0076 \qquad Z_u = -0.7273 \qquad M_u = 0.0340$$
$$X_w = 0.0483 \qquad Z_w = -3.1245 \qquad M_w = -0.2169$$
$$X_{\dot{w}} = 0 \qquad Z_{\dot{w}} = -0.3997 \qquad M_{\dot{w}} = -0.5910$$
$$X_q = 0 \qquad Z_q = -1.2109 \qquad M_q = -1.2732$$
$$X_h = 0.0618 \qquad Z_h = -0.3741 \qquad M_h = -0.5581$$

المعادلة 4.40 مناسبة لكن يجب قبل ذلك حساب المشتقات البعدية، وذلك بالاستعانة بالجدول A1.1 و A1.2 في الملحق 1 . ثم سنحصل على المعادلات الطولانية البعدية بالنسبة لمحاور الجسم بواسطة التعويض في معادلة 4.40 ، سنحصل على :

$$17642\dot{u} - 12.67u - 80.62w + 512852.94q + 170744.06q = 3755.77h$$
$$1214.01u + 17660.33\dot{w} + 5215.44w - 3088299.7q + 28266.507q = -22735.15h$$
$$-277.47u + 132.47\dot{w} + 1770.07w0165669\ddot{q} + 50798.03q = -165822.03h$$

حيث $W_e = V_o \sin q_e = 20.07 m/s$ و $U_e = V_o \cos q_e = 175.61 m/s$. لاحظ أن المتغيرات الزاوية في المعادلات تكون بوحدة (rad) . عادة نبسط هذه المعادلة (ومثيلاتها) لنصبح بالصيغة التالية:

$$\dot{u} = 0.0007u + 0.0046w - 29.07q - 9.6783q + 0.2129h$$
$$\dot{w} = -0.0687u - 0.2953w + 174.868q - 1.6000q - 1.2874h$$
$$\ddot{q} + 0.0008\dot{w} = 0.0017u - 0.0107w - 0.3066q - 1.001h$$

4.3.2 معادلات الحركة الجانبية-الإتجاهية

الحركة الجانبية-الاتجاهية تتضمن العطوف والانعراج والانزلاق الجانبي فقط.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

باستخدام بعض الأفكار والتحليلات (كما في الكتاب الأصلي) نحصل من معادلات 4.37 على المعادلات التالية للحركة الجانبية-الاتجاهية

$$\left.\begin{aligned}
& m\dot{v} - \mathring{Y}_v - (\mathring{Y}_p + mW_e)p - (\mathring{Y}_r - mU_e)r - mg\phi\cos\theta_e - mg\psi\sin\theta_e = (\mathring{Y}_\xi \xi + \mathring{Y}_\zeta \zeta) \\
& -\mathring{L}_v v + I_x\dot{p} - \mathring{L}_p p - I_{xz}\dot{r} - \mathring{L}_r r = \mathring{L}_\xi \xi + \mathring{L}_\zeta \zeta \\
& -\mathring{N}_v v - I_{xz}\dot{p} - \mathring{N}_p p + I_z\dot{r} - \mathring{N}_r r = \mathring{N}_\xi \xi + \mathring{N}_\zeta \zeta
\end{aligned}\right\} \ldots\ldots 4.45$$

المعادلات 4.45 هي أعم صيغة للمعادلات اللامتقارنة للحركة الجانبية-الإتجاهية المتاثلة بالنسبة لمحاور جسم الطائرة. إذا افترضنا أيضا أن الطائرة تطير على ارتفاع ثابت (level flight) وأن المحاور المرجعية هي محاور الريح أو محاور الاستقرارية، إذن:

$\theta_e = W_e = 0$ ……….. 4.46

مما يبسط المعادلات أكثر لتصبح:

$$\left.\begin{aligned}
& m\dot{v} - \mathring{Y}_v - p\mathring{Y}_p - (\mathring{Y}_r - mU_e)r - mg\phi = \mathring{Y}_\xi \xi + \mathring{Y}_\zeta \zeta \\
& -\mathring{L}_v v + I_x\dot{p} - \mathring{L}_p p - I_{xz}\dot{r} - \mathring{L}_r r = \mathring{L}_\xi \xi + \mathring{L}_\zeta \zeta \\
& -\mathring{N}_v v - I_{xz}\dot{p} - \mathring{N}_p p + I_z\dot{r} - \mathring{N}_r r = \mathring{N}_\xi \xi + \mathring{N}_\zeta \zeta
\end{aligned}\right\} \ldots\ldots 4.47$$

المعادلات 4.47 تمثل أبسط صيغة ممكنة لمعادلات الحركة اللامتقارنة الجانبية-الاتجاهية.

التبسيطات الأكثر تكون ممكنة عموما عند معرفة القيم الرقمية للمعاملات في المعادلات، حيث تكون بعض المعاملات صغيرة ومهملة.

Product of inertia — مضروب القصور الذاتي

Linear — خطية

Non-linear — غير خطية

Linearize — يُخَطوِط (يحول لصيغة خطية)

Linearized — مُخَطْوَطَة

Linearization — خَطْوَطَة

Dimensional — بعدي

Non-Dimensional — لا بعدي

Aerodynamic stability derivatives — مشتقات الاستقرارية الإيروديناميكية

Coupled — متقارنة

Decoupled — غير متقارنة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

5

حل معادلات الحركة

The Solotion of Equations of motion

5.1 طرق الحل

الهدف الرئيسي لحل معادلات الحركة هو الحصول على وصف رياضي وبالتالي بياني (رسمة بيانية) للحركة الزمانية لجميع متغيرات الحركة كاستجابة لمُدخل الحركة أو للقلقلة الجوية، أيضا الهدف هو تقدير الاستقرارية. أيضا من المهم أن تعطي طريقة الحل المختارة تصور جيد لطريقة تأثير الخواص الفيزيائية لهيكل الطائرة على طبيعة الاستجابة.

معادلات الحركة اللامتقارنة الطولانية والجانبية كل واحدة تمثل بمجموعة من ثلاث معادلات تفاضلية خطية متزامنة ويمكن حلها بالطرق الرياضية الكلاسيكية.

هناك أيضا طريقة تحويل لابلاس. حيث نحول المعادلات التفاضلية إلى معادلات جبرية بدلالة معامل لابلاس s . ثم نوجد حل هذه المعادلات بالطرق الجبرية. ثم نحول الحل إلى استجابة زمانية باستخدام تحويل لابلاس العكسي [سوف نستبدل بعض الخطوات بطرق حاسوبية باستخدام البرنامج المشهور Matlab (المُترجِم)].

الآن اقتران التحويل (transfer function) - كطريقة لوصف خواص ديناميات النظام – هو طريقة رئيسية لهندسة التحكم. من حسنات هذه الطريقة البساطة النسبية لرسم النتيجة. أيضا نوجد منها معلومات عن الاستقرارية والاستجابة الزمانية والاستجابة الترددية. أيضا تمكننا من تصميم التغذية الراجعة المثبطة (وهذا أمر مهم في الكثير من الطائرات الحديثة).

الحصول على اقتران التحويل يتم بواسطة تحويل لابلاس وبعض العمليات الرياضية على معادلات الحركة. ثم من اقترانات التحويل هذه نحصل على الخواص الديناميكية للطائرة باستخدام طرق هندسة التحكم (بدل الطرق الايروديناميكية القديمة) . أيضا يمكن الاستعانة بالبرامج الحاسوبية.

5.3 اقترانات التحويل لاستجابة الطائرة

اقترانات التحويل لاستجابة الطائرة تصف العلاقات الديناميكية بين المدخلات (inputs) والمخرجات (outputs) . وهذه العلاقات مبينة في الشكل 5.1 . عندما يتكون النموذج

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الرياضي للطائرة من معادلات حركة لا متقارنة؛ فإنه لا يوجد اقترانات تربط المدخلات الطولانية مع المخرجات الجانبية وبالعكس.

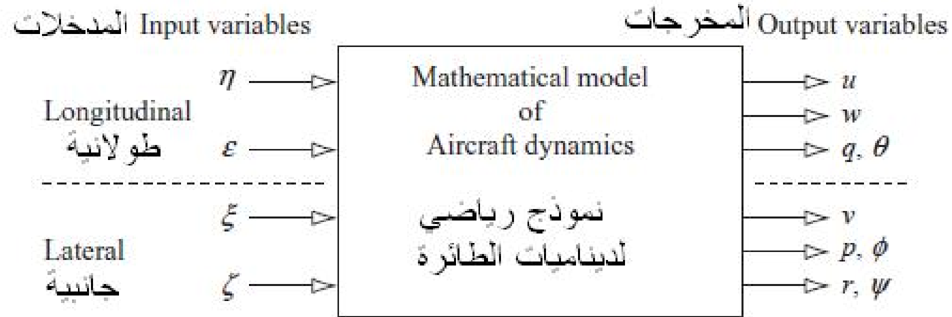


Figure 5.1 *Aircraft input–output relationships.*

الشكل 5.1 العلاقات بين مدخلات ومخرجات الطائرة

سوف نستخدم رموز اختصارية في هذا الكتاب . مثلا اقتران التحويل لاستجابة وضع الخطران $q(s)$ للرافع $h(s)$ يرمز له بالرمز:

$$\frac{q(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} \qquad \ldots\ldots\ldots\ldots 5.4$$

حيث $N_h^q(s)$ هو متعدد الحدود (polynomial) بـــ s يربط وضع الخطران بمدخل الرافع و $\Delta(s)$ هو متعدد الحدود للمقام بـــ s وهو مشترك في جميع اقترانات التحويل الطولانية.

بصورة شبيهة اقتران التحويل لاستجابة معدل العطوف مع الجنيحات يرمز لها بـــ

$$\frac{p(s)}{x(s)} = \frac{N_x^p(s)}{\Delta(s)} \qquad \ldots\ldots\ldots\ldots 5.5$$

حيث $\Delta(s)$ هو متعدد الحدود للمقام بـــ s وهو مشترك في جميع اقترانات التحويل الجانبية.

متعدد حدود المقام $\Delta(s)$ يسمى متعدد الحدود المميِّز وعندما نساويه بالصفر يعرِّف المعادلة المميِّزة (characteristic equation) . لذا $\Delta(s)$ يصف بصورة كاملة خصائص استقرارية الطائرة الطولانية أو الجانبية.

5.3.1 اقترانات التحويل لاستجابة الطولانية

[قام الكتاب بعدد من العمليات الرياضية والافتراضات ليحول معادلات الحركة 4.40 إلى الصيغة التالية] :

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\begin{bmatrix} \left(ms - \mathring{X}_u\right) & -\left(\mathring{X}_{\dot{w}}s + \mathring{X}_w\right) & -\left(\left(\mathring{X}_q - mW_e\right)s - mg\cos\theta_e\right) \\ -\mathring{Z}_u & -\left(\left(\mathring{Z}_{\dot{w}} - m\right)s + \mathring{Z}_w\right) & -\left(\left(\mathring{Z}_q + mU_e\right)s - mg\sin\theta_e\right) \\ -\mathring{M}_u & -\left(\mathring{M}_{\dot{w}}s + \mathring{M}_w\right) & \left(I_y s^2 - \mathring{M}_q s\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u(s) \\ w(s) \\ \theta(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathring{X}_\eta & \mathring{X}_\tau \\ \mathring{Z}_\eta & \mathring{Z}_\tau \\ \mathring{M}_\eta & \mathring{M}_\tau \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta(s) \\ \tau(s) \end{bmatrix} \quad (5.9)$$

……….5.9

ومنها اقترانات التحويل (استجابة للرافع) هي:

$$\frac{u(s)}{h(s)} = \frac{N_h^u(s)}{\Delta(s)} \quad , \quad \frac{w(s)}{h(s)} = \frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)} \quad , \quad \frac{q(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} \quad \text{………. 5.11}$$

$$\frac{q(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{sN_h^q(s)}{\Delta(s)} \quad \text{………….. 5.12}$$

حيث $\Delta(s)$ $N_h^u(s)$ ………… هي متعددات الحدود بـــ s وصيغها مبينة في الملحق 2

أما اقترانات التحويل (استجابة للدفع) فقد ذكر الكتاب الأصلي في الملحق 2 أن الحصول عليها يتم بكل بساطة باستبدال الرمز h الرمز t في الملحق المذكور.

5.3.2 اقترانات التحويل للاستجابة الجانبية

معادلة 4.45 تصبح بعد تحويل لابلاس

$$\begin{bmatrix} \left(ms - \mathring{Y}_v\right) & -\left(\begin{matrix}\left(\mathring{Y}_p + mW_e\right)s \\ + mg\cos\theta_e\end{matrix}\right) & -\left(\begin{matrix}\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right)s \\ + mg\sin\theta_e\end{matrix}\right) \\ -\mathring{L}_v & \left(I_x s^2 - \mathring{L}_p s\right) & -\left(I_{xz}s^2 + \mathring{L}_r s\right) \\ -\mathring{N}_v & -\left(I_{xz}s^2 + \mathring{N}_p s\right) & \left(I_z s^2 - \mathring{N}_r s\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v(s) \\ \phi(s) \\ \psi(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathring{Y}_\xi & \mathring{Y}_\zeta \\ \mathring{L}_\xi & \mathring{L}_\zeta \\ \mathring{N}_\xi & \mathring{N}_\zeta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \xi(s) \\ \zeta(s) \end{bmatrix} \quad (5.17)$$

……. 5.17

حيث $sf(s) = p(s)$ و $sy(s) = r(s)$

اقترانات التحويل (استجابة للجنيحات) هي :

$$\frac{f(s)}{x(s)} = \frac{N_x^f(s)}{\Delta(s)} \quad , \quad \frac{p(s)}{x(s)} = \frac{sN_x^f(s)}{\Delta(s)}$$

$$\frac{v(s)}{x(s)} = \frac{N_x^v(s)}{\Delta(s)}$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{y(s)}{x(s)} = \frac{N_x^y(s)}{\Delta(s)} \quad , \quad \frac{r(s)}{x(s)} = \frac{sN_x^y(s)}{\Delta(s)}$$

حيث $\Delta(s)$ $N_x^f(s)$ .... هي متعددات الحدود بـــ s وصيغها مبينة في الملحق 2

أما اقترانات التحويل (استجابة للدفع) فقد ذكر الكتاب الأصلي في الملحق 2 أن الحصول عليها يتم بكل بساطة باستبدال الرمز x الرمز z في الملحق المذكور.

مثال 5.2

سوف نحسب اقتران التحويل الذي يصف استجابة وضع الخطران لحركة الرافع لطائرة (Lockhead F-104 Starfighter) . حصلنا على البيانات من أحد المراجع وهي لظرف الطيران عن مستوى سطح البحر. معاينة البيانات توحي أن $q_e = 0$ ، إذن نستنتج أن هذه البيانات هي عند محاور الريح.

كثافة الهواء $r = 0.00238\, slug/ft^3$

مركبة السرعة المحورية هي $U_e = 305\ ft/s$

كتلة الطائرة $m = 746\, slugs$

عزم القصور الذاتي للخطران $I_y = 65000\, slug\ ft^2$

ثابت الجاذبية الأرضية $g = 32.2\, m/s^2$

$\mathring{X}_u = -26.26\, slug/s \qquad \mathring{Z}_u = -159.64\, slug/s \qquad \mathring{M}_u = 0$

$\mathring{X}_w = 79.82\, slug/s \qquad \mathring{Z}_w = -328.24\, slug/s \qquad \mathring{M}_w = -1014.0\, slug ft/s$

$\mathring{X}_{\dot{w}} = 0 \qquad \mathring{Z}_{\dot{w}} = 0 \qquad \mathring{M}_{\dot{w}} = -0.5910$

$\mathring{X}_q = 0 \qquad \mathring{Z}_q = 0 \qquad \mathring{M}_q = -1.2732$

$\mathring{X}_h = 0 \qquad \mathring{Z}_h = -16502\, slug\ ft/s^2/rad$

$\mathring{M}_h = -303575\, slug\ ft/s^2/rad$

(ملاحظة : نظام الوحدات المستخدم في هذا المثال هو نظام الوحدات الانجليزي وليس العالمي SI)

للحصول على اقتران التحويل المطلوب ($\frac{q(s)}{h(s)}$) ، نكتب

$$\frac{q(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}$$

ونذهب إلى الملحق 2 لايجاد معادلة حساب $N_h^q(s)$ و $\Delta(s)$ ،

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مثلا لحساب $N_h^q(s)$ نختار الجدول المناسب في الملحق 2 ومنه :

$$N_h^q(s) = a\,s^2 + b\,s + c$$

$$a = m\overset{o}{Z}_h\,\overset{o}{M}_{\dot{w}} + m\overset{o}{M}_h\left(m - \overset{o}{Z}_{\dot{w}}\right)$$

$$b = \overset{o}{X}_h\left(\overset{o}{Z}_u\,\overset{o}{M}_{\dot{w}} + \overset{o}{M}_u\left(m - \overset{o}{Z}_{\dot{w}}\right)\right) + \overset{o}{Z}_h\left(m\overset{o}{M}_w - \overset{o}{X}_u\,\overset{o}{M}_{\dot{w}} + \overset{o}{M}_u\,\overset{o}{X}_{\dot{w}}\right)$$

$$c = \overset{o}{X}_h\left(\overset{o}{Z}_u\,\overset{o}{M}_w - \overset{o}{M}_u\,\overset{o}{Z}_w\right) + \overset{o}{Z}_h\left(\overset{o}{X}_w\,\overset{o}{M}_u - \overset{o}{M}_w\,\overset{o}{X}_u\right) + \overset{o}{M}_h\left(\overset{o}{X}_u\,\overset{o}{Z}_w - \overset{o}{Z}_u\,\overset{o}{X}_w\right)$$

الآن نعوض البيانات السابقة في هذه المعادلات لايجاد قيم a b c ، مثلا a :

$$a = m\overset{o}{Z}_h\,\overset{o}{M}_{\dot{w}} + m\overset{o}{M}_h\left(m - \overset{o}{Z}_{\dot{w}}\right)$$

$$= 746 \times -16502 \times -36.4 + 746 \times -303575(746 - 0)$$

$$= 16.85 \times 10^{10}$$

ونعوض أيضا لحساب قيم b c فنحصل على

$$b = -6.77 \times 10^{10}$$
$$c = -0.607 \times 10^{10}$$

الآن نعوض قيم a b c في $N_h^q(s) = a\,s^2 + b\,s + c$ لنحصل على

$$N_h^q(s) = -16.85 \times 10^{10} s^2 - 6.77 \times 10^{10} b\,s - 0.607 \times 10^{10}$$

$$= -16.85 \times 10^{10}\left(s^2 + 0.402 b\,s + 0.036\right)$$

أيضا بنفس الطريقة نرجع للجدول المناسب في ملحق 2 لحساب $\Delta(s)$ ، والتي بعد حسابها ستساوي :

$$\Delta(s) = 3.613 \times 10^{10}\left(s^4 + 0.925\,s^3 + 4.935 s^2 + 0.182 s + 0.108\right)$$

إذن اقتران التحويل هو

$$\frac{q(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{-16.85 \times 10^{10}\left(s^2 + 0.402 b\,s + 0.036\right)}{3.613 \times 10^{10}\left(s^4 + 0.925 s^3 + 4.935 s^2 + 0.182 s + 0.108\right)}\ rad/rad$$

……..5.23

ويمكن اجراء بعض العمليات الحسابية لكتابته بالصورة التالية

$$\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{-4.664(s + 0.135)(s + 0.267)}{\left(s^2 + 0.033 s + 0.022\right)\left(s^2 + 0.893 s + 4.884\right)}\ rad/rad \qquad …….5.24$$

قسمنا مقام معادلة 5.24 إلى زوجين من الجذور المركبة (أقطاب (poles)) كل زوج يصف نمط استقرارية طولانية ويمكن كتابة هذين الزوجين بصورة أخرى $\left(s^2 + 2zw\,s + w^2\right)$. الاستقرارية لكل نمط تحدد بواسطة نسبة التضاؤل z والتردد الطبيعي الغير متضائل w .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

النمط ذو التردد الأقل يسمى "الدوري" (phugoid) والنمط ذو التردد الأعلى يسمى "قصير الفترة" (short period) . لكي تكون الطائرة مستقرة طولانيا، يجب أن تكون نسبة التضاؤل لنمطين موجبة.

وحدة اقتران التحويل المعطى في معادلة 5.24 هي rad/rad (أو deg/deg) . لاحظ أن كل واحد rad يساوي 53.7^o . يجب دائما أن ننتبه أن اقترانات التحويل لها وحدات ويجب دائما تحديدها لمنع اختلاط الأمور.

اقتران التحويل في معادلة 5.24 يعطي وصف كامل لخصائص الاستقرارية الطولانية والاستجابة الديناميكية للرافع لطائرة F-104 عند ظروف الطيران في السؤال . من الجيد ملاحظة ان اقتران التحويل له اشارة سالبة ، هذا يعني أن حركة الرافع الموجبة تعطي استجابة خطران سالبة، وهو يتوافق مع ما قلناه في وحدة 2 . يمكن الحصول على باقي اقترانات التحويل باستخدام الملحق 2 .

5.4 الاستجابة للمتحكمات

يمكن الحصول على الرسمة الزمانية لاستجابة الطائرة للمتحكمات بواسطة ايجاد تحويل لابلاس المعكوس لاقتران التحويل المعني. مثلاً، معدل استجابة العطوف للجنيحات يعطى بالمعادلة 5.5 كالتالي:

$$p(s) = \frac{N_x^p(s)}{\Delta(s)} x(s) \qquad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 5.25$$

على فرض أن الطائرة كانت ابتداءاً في طيران وزاني .

$N_x^p(s)$ و $\Delta(s)$ معطاة في الملحق 2 . مُدخل الجنيحات $x(s)$ هو ببساطة تحويل لابلاس لاقتران المدخل . على سبيل المثال هناك مدخلين مشهورين هما اقتران النبضة (impulse) واقتران الخطوة (step)

نبضة مقدارها k تكتب كالتالي: $x(s) = k$

خطوة مقدارها k تكتب كالتالي: $x(s) = k / s$

(توضيح من المترجم: مثال على اقتران الخطوة $x(s) = 5^o / s$ معناه أننا حركنا الجنيحات فجأة بقيمة 5 درجات وأبقيناها ثابتة على هذه القيمة. مثال على اقتران الخطوة $x(s) = 5^o$ معناه أننا حركنا الجنيحات فجأة بقيمة 5 درجات ثم أرجعناها فورا إلى القيمة السابقة.).

لاكمال الشرح لنأخذ مثال استجابة معدل العطوف لمدخل جنيحات عبارة خطوة مقدارها k أي:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$p(t) = L^{-1}\left(\frac{k}{s}\frac{N_x^p(s)}{\Delta(s)}\right) \quad .... 5.26$$

نحل معادلة 5.26 بواسطة ايجاد تحويل لابلاس المعكوس $\left(L^{-1}\right)$ للحد الموجود في الطرف الأيمن، والذي يمكن الحصول عليه يدويا بالاستعانة بالجداول (كما في الكتاب الأصلي). أيضا يمكن الاستعانة ببرامج الحاسوب مثل برنامج (Matlab) (كما في هذا المختصر).

مثال 5.3

الآن لنوجد استجابة الخطران لطائرة F-104 لمدخل رافع مقداره خطوة أحادية (unit step) عند ظروف الطيران الموجودة في مثال 5.2 . على فرض أن مدخل الخطوة الأحادي هو بوحدة الدرجة $\left(^o\right)$ ، إذن من معادلة 5.24

$$q(t) = L^{-1}\left(\frac{-4.664(s+0.135)(s+0.267)}{s\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}\right) \quad ....5.27$$

الآن بدل طريقة الكتاب الأصلي سنستخدم طريقة برنامج Matlab :

- نفتح شاشة برنامج Matlab

- ثم نعرف المتغير s ، أي نكتب

```
syms s
```

- ثم نكتب الطرف الأيمن من معادلة 5.27 بلغة Matlab ، أي :

```
ilaplace( -
4.664*(s+0.135)*(s+0.267)/(s*(s^2+0.033*s+.022)*(s^2+0.893*s+4.884)
))
```

حيث ilaplace هو تحويل لابلاس المعكوس $\left(L^{-1}\right)$ و s^2 مثلا هو s^2 و / هي علامة القسمة (كسر)، و * هي علامة الضرب.

- ثم نضغط Enter فنحصل على الجواب

```
-127359/81400+3607356967/5344848100*exp(-
33/2000*t)*cos(1/2000*86911^(1/2)*t)-
3658795736089/464526093219100*exp(-
33/2000*t)*86911^(1/2)*sin(1/2000*86911^(1/2)*t)+653174612486711
3/6271225606862301800*exp(-
893/2000*t)*110879^(1/2)*sin(13/2000*110879^(1/2)*t)+38707565205
41/4350706353400*exp(-893/2000*t)*cos(13/2000*110879^(1/2)*t)
```

حيث exp(....) هو الاقتران $e^{(...)}$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

وهو بعد التبسط نفس جواب الكتاب الأصلي تقريبا (الكتاب الأصلي اضطر لبعض التقريبات) :

$$\begin{aligned}&-1.565+0.667e^{-0.017t}\left(\cos 0.148t-3.469\sin 0.148t\right)\\&+0.891e^{-0.447t}\left(\cos 2.164t+0.389\sin 2.164\right)\deg\end{aligned} \qquad \ldots\ldots\ldots\ldots 5.32$$

الحل المعطى بمعادلة 5.32 يتضمن ثلاث حدود وهي:

(1) الحد الأول -1.565^{o} ، وهو وضع خطران مستقر ثابت للحالة المستقرة (ويسمى زيادة (gain)) للطائرة.

(2) الحد الثاني، وهي المساهمة الحاصلة من ديناميات النمط الدوري (phgoid)، حيث التردد الطبيعي الغير متضائل $w_p = 0.148\, rad/s$ وبما أن $z_p w_p = 0.1017 \quad ra$ ، فإن نسبة التضاؤل هي $z_p = 0.115$.

(2) الحد الثاني، وهي المساهمة الحاصلة من ديناميات النمط قصير الفترة (short period)، حيث التردد الطبيعي الغير متضائل $w_s = 0.148\, rad/s$ وبما أن $z_s w_s = 0.447\, rad/s$ ، فإن نسبة التضاؤل هي $z_s = 0.207$.

الاستجابة الزمانية الموضحة بمعادلة 5.32 مبينة في الشكل 5.2 ويمكن ملاحظة النمطين الديناميين. أيضا من المعلوم أن وضع الخطران سوف يستقر عند القيمة التي تنبأنا فيها فوق .

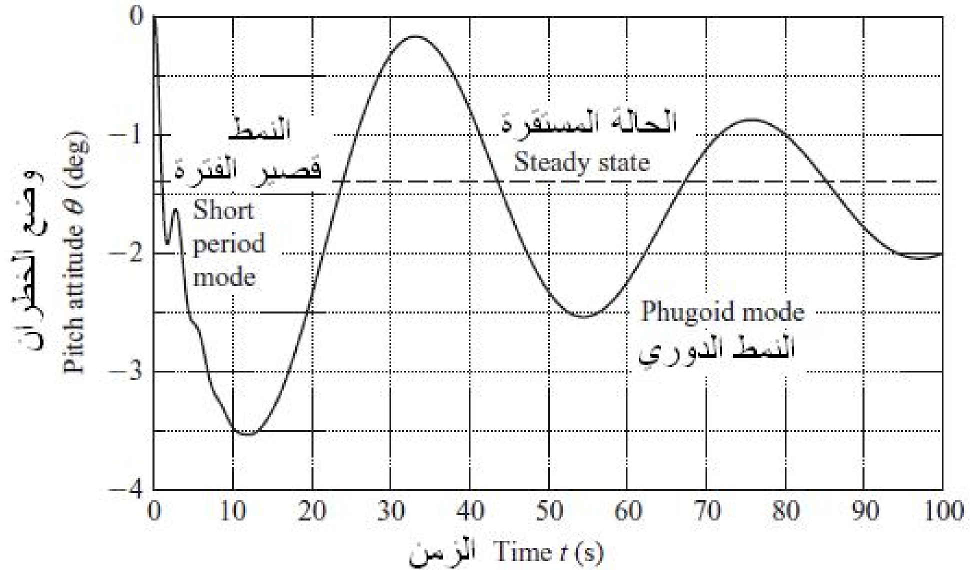


Figure 5.2 *Pitch attitude response of the F-104 to a 1° step of elevator.*

الشكل 5.2 استجابة وضع الخطران لطائرة F-104 عند 1^{o} خطوة رافع مقدارها 1^{o} .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

(ملاحظة من المترجم: للحصول على رسمة الاستجابة (مثل التي في الشكل 5.2) بواسطة برنامج Matlab نقوم بالخطوات التالية

- نكتب البسط في معادلة 5.23 بالصورة التالية

n = -16.85*10^10* [1 , 0.402 , 0.036]

حيث 1 هو معامل s^2 و 0.402 هو معامل s و ....

- نكتب المقام بالصورة التالية

d = 3.613*10^10* [1 , 0.925 , 4.935 , 0.182 , 0.108]

- الآن نكتب اقتران التحويل (ولنسمية G مثلا) كالتالي

G=tf(n,d)

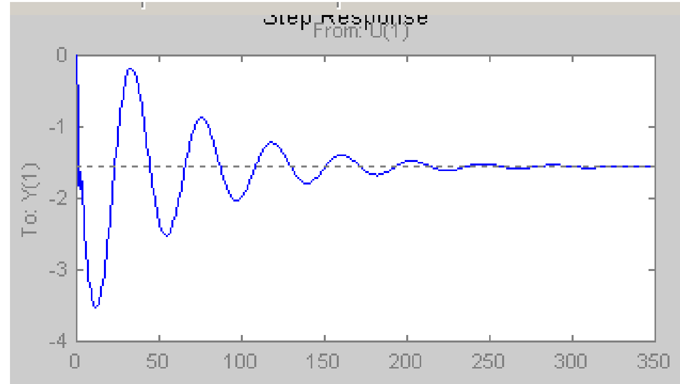
وسيظهرا لجواب كالتالي

```
Transfer function:
          -1.685e011 s^2 - 6.774e010 s - 6.066e009
---------------------------------------------------------------------
3.613e010 s^4 + 3.342e010 s^3 + 1.783e011 s^2 + 6.576e009 s +
3.902e009
```

- الآن نرسم الاستجابة لاقتران الخطوة (step) بكتابة

step(G)

فتظهر الرسمة التالية



وهي مختلفة عن الشكل 5.2 لأن الرسم هنا لغاية الزمن 350 ثانية وليس لغاية 100 ثانية كما في الشكل 5.2 .

) انتهى

المثال 5.3 يوضح أنه ليس من الضروري حساب الاستجابة الزمانية الكاملة من أجل ايجاد خصائص الأنماط الديناميكية. يمكن الحصول على الخصائص الرئيسية (نسبة التضاؤل والتردد الطبيعي) للنمطين مباشرة من معادلة $\Delta(s)$ في أي اقتران تحويل. أيضا زيادة (gain) الحالة المستقرة يمكن الحصول عليها بالاستعانة بنظرية القيمة النهائية:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$f(t)_{t\to\infty} = \lim_{s\to 0}(sf(s))$$

أيضا هناك نظرية أخرى مفيدة (نظرية القيمة الابتدائية)، وهي

$$f(t)_{t\to 0} = \lim_{s\to\infty}(sf(s))$$

مثال 5.4

باستخدام نظرية القيمة النهائية أوجد قيمة الحالة المستقرة للخطران في المثال السابق.

من المثال السابق تحويل لابلاس للاستجابة لاقتران الخطوة هي

$$q(s) = \frac{-4.664(s+0.135)(s+0.267)}{s(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.893s+4.884)}\deg$$

باستخدام النظرية

$$f(t)_{t\to\infty} = \lim_{s\to 0}\left(\frac{-4.664(s+0.135)(s+0.267)}{(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.893s+4.884)}\right)\deg = -1.565^o$$

وهي نفس القيمة التي حصلنا عليها في المثال 2 عند الاستقرار.

5.5 اقترانات التحويل للتسارع

اقتران التحويل للتسارع العمودي لمركز جاذبية الطائرة يمكن تقريبه كالتالي :

$$\frac{N_h^{a_z}(s)}{\Delta(s)} = \frac{a_z(s)}{h(s)} = \frac{s\left(N_h^w(s) - U_e N_h^q(s)\right)}{\Delta(s)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 5.24$$

اقتران التحويل للتسارع العمودي الذي يحسه الطيار يمكن تقريبه كالتالي :

$$\frac{N_h^{a_z}(s)}{\Delta(s)} = \frac{a_z(s)}{h(s)} = \frac{s\left(N_h^w(s) - (U_e + xs)N_h^q(s)\right)}{\Delta(s)} \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 5.25$$

حيث x هو بعد الطيار عن مركز الجاذبية للطائرة.

مثال 5.5

سوف نحسب التسارع العمودي الناتج من الرافع في الطائرة في مثال 5.2 . حيث ان المركبة المحورية لسرعة الطيران ثابتة ومقدارها $U_e = 305\ ft/s$ واقترانات التحويل

$$\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{-4.664(s+0.135)(s+0.267)}{(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.893s+4.884)} rad/rad \quad \ldots\ldots 5.45$$

و

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)} = \frac{-22.147\left(s^2+0.035s+0.022\right)\left(s+64.675\right)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}\ ft/s/rad \qquad \ldots\ldots 5.46$$

(المعادلة 5.45 حصلنا عليها من حل مثال 5.2 والمعادلة 5.46 يمكن الحصول عليها بالاستعانة بالملحق 2 .

بتعويض المعادلات 5.45 و 5.46 في معادلة 5.42 وقيمة U_e وبالانتباه للوحدات نحصل على :

$$\frac{N_h^{a_z}(s)}{\Delta(s)} = \frac{-22.147\left(s+0.037\right)\left(s-4.673\right)\left(s+5.081\right)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}\ ft/s^2/rad$$

جزء من رسمة الاستجابة لاقتران خطوة مقداره 1 مبين في الشكل 5.3 .

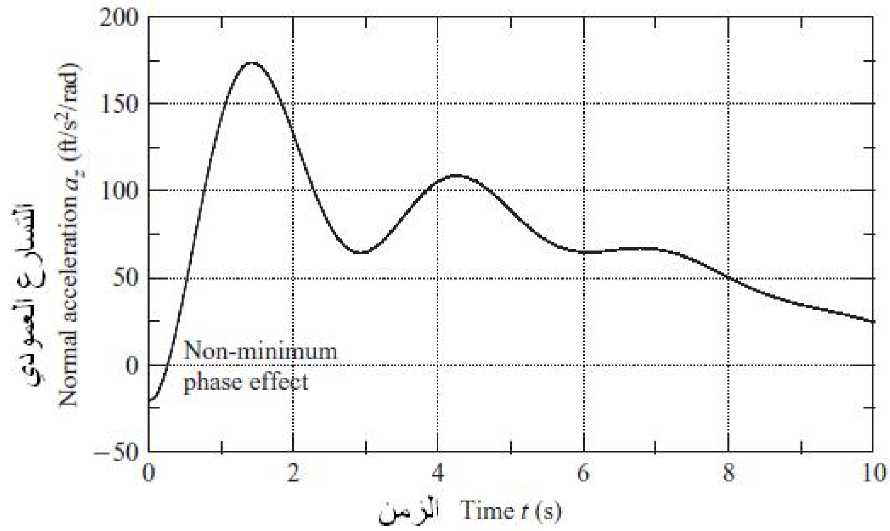


Figure 5.3 *Normal acceleration response at the cg to an elevator unit step input.*

الشكل 5.3 استجابة التسارع العمودي عند cg لمدخل خطوة أحادي للرافع

5.7 اقترانات تحويل اضافية

عادة يلزمنا اقترانات تحويل اضافية غير التي أخذناها ، فيمكن أن نتكتبها بدلالة اقترانات التحويل السابقة.

5.7.1 اقتران التحويل لاستجابة الارتفاع

معدل التغير في الارتفاع يمكن كتابته كالتالي:

$$\dot{h} = V_o q - w \ \ldots\ldots\ldots\ldots.. \ 5.115$$

ومنها مثلا:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{h(s)}{h(s)}=\frac{1}{s}\left(V_o\frac{q(s)}{h(s)}-\frac{w(s)}{h(s)}\right)$$

أي

$$\frac{N_h^h(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{s}\left(V_o\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}-\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}\right)$$

5.7.2 اقتران التحويل لاستجابة زاوية السقوط والانزلاق الجانبي

معدل التغير في زاوية السقوط يمكن كتابته كالتالي:

$$a\cong\frac{w}{V_o}\ \ldots\ldots\ldots\ldots..\ 5.119$$

ومنها مثلا:

$$\frac{a(s)}{h(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{w(s)}{h(s)}$$

أي

$$\frac{N_h^a(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}$$

معدل التغير في زاوية الانزلاق الجانبي يمكن كتابتها كالتالي:

$$b\cong\frac{v}{V_o}\ \ldots\ldots\ldots\ldots..\ 5.123$$

ومنها مثلا:

$$\frac{b(s)}{x(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{v(s)}{x(s)}$$

أي

$$\frac{N_x^b(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{N_x^v(s)}{\Delta(s)}$$

أيضا من معادلة 5.123 :

$$\frac{b(s)}{z(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{v(s)}{z(s)}$$

أي

$$\frac{N_x^b(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{N_x^v(s)}{\Delta(s)}$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

5.7.3 اقتران التحويل لزاوية مسار الطيران

زاوية مسار الطيران g تساوي

$$g = q - a \cong q - \frac{w}{V_o} \; \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \; 5.127$$

ومنها مثلا

$$\frac{g(s)}{h(s)} = \frac{q(s)}{h(s)} - \frac{1}{V_o}\frac{w(s)}{h(s)}$$

أي

$$\frac{N_h^g(s)}{h(s)} = \frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} - \frac{1}{V_o}\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}$$

مثال 5.8

للطائرة المشروحة في مثال 5.2 أحسب اقترانات تحويل للاستجابات $u \;\; w \;\; q \;\; q \;\; a \;\; h \;\; g$

اقتران التحويل لاستجابة q ، أي $\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}$ تحسب بالاستعانة بملحق 2 ، وفعلنا ذلك في مثال 5.2، وكانت النتيجة:

$$\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{-4.658(s+0.134)(s+0.269)}{(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.892s+4.883)} rad/rad$$

اقتران التحويل لاستجابة q ، أي $\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}$ تحسب بالاستعانة بملحق 2 (البيانات من مثال 5.2) ، والنتيجة بعد الحساب ستكون:

$$\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)} = \frac{-4.658s(s+0.134)(s+0.269)}{(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.892s+4.883)} rad/s/rad$$

اقتران التحويل لاستجابة u ، أي $\frac{N_h^u(s)}{\Delta(s)}$ تحسب بالاستعانة بملحق 2 (البيانات من مثال 5.2) ، والنتيجة بعد الحساب ستكون:

$$\frac{N_h^u(s)}{\Delta(s)} = \frac{-4.664(s+0.135)(s+0.267)}{(s^2+0.033s+0.022)(s^2+0.893s+4.884)} rad/rad$$

اقتران التحويل لاستجابة w ، أي $\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}$ تحسب بالاستعانة بملحق 2 (البيانات من مثال 5.2) ، والنتيجة بعد الحساب ستكون:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}=\frac{-22.147\left(s^2+0.035s+0.023\right)(s+64.675)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}\ ft/s/rad$$

الآن دور اقترانات التحويل الجديدة التي أخذناها في هذا الدرس وهي

الآن دور اقترانات التحويل الجديدة المشروحة في هذا الدرس وهي لاستجابة ($a \quad h \quad g$)

$$\frac{N_h^a(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}$$

حيث V_o تساوي تقريبا U_e التي تساوي $305\,ft/s$ (من مثال 5.2) ، إذن

$$\frac{N_h^a(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{305}\frac{-22.147\left(s^2+0.035s+0.023\right)(s+64.675)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}$$

$$=\frac{-0.073\left(s^2+0.035s+0.023\right)(s+64.675)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}rad/rad$$

أما اقتران التحويل لاستجابة g فهو

$$\frac{N_h^g(s)}{h(s)}=\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}-\frac{1}{V_o}\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}$$

نعوض قيمة V_o واقترانات التحويل المناسبة في الصيغة السابقة، فنحصل بعد التبسيط على :

$$\frac{N_h^g(s)}{\Delta(s)}=\frac{0.073(s+0.036)(s-4.636)(s+5.085)}{\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}rad/rad$$

أما اقتران التحويل لاستجابة h فهو

$$\frac{N_h^h(s)}{\Delta(s)}=\frac{1}{s}\left(V_o\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}-\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}\right)$$

نعوض قيمة V_o واقترانات التحويل المناسبة في الصيغة السابقة، فنحصل بعد التبسيط على :

$$\frac{N_h^h(s)}{\Delta(s)}=\frac{22.121(s+0.036)(s-4.636)(s+5.085)}{s\left(s^2+0.033s+0.022\right)\left(s^2+0.893s+4.884\right)}rad/rad$$

(لاحظ أنه يمكننا الحصول عليه أيضا من العلاقة $\frac{N_h^h(s)}{\Delta(s)}=\frac{V_o}{s}\frac{N_h^g(s)}{\Delta(s)}$ (وهي سهلة الإثبات)

(

Input	مُدخَل
Output	مُخرَج
Laplace	لابلاس

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Transfer function	اقتران التحويل
Polynomial	متعدد الحدود
Characteristic	مُميِّز
Phugoid	دوري
Short period	قصير الفترة
Frequency	تردد
Undamped natural frequency	تردد طبيعي غير متضائل
Short period	قصير الفترة
Impulse function	اقتران النبضة
Step function	اقتران الخطوة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

6

الديناميات الطولانية

Longitudinal Dynamics

6.1 الاستجابة للمتحكمات

حل معادلات الحركة الطولانية – بطرق وحدة 5 مثلا – يمكننا من الحصول على اقترانات التحويل للاستجابة. وهذا يصف بشكل كامل استجابة الديناميات الخطية لمدخل المتحكمات في مستوى التماثل . ويعطي الخصائص الديناميكية التي تحددها خصائص الاستقرارية للطائرة. اقترانات التحويل ومتغيرات الاستجابة جميعها خطية لأن نموذجنا الرياضي بُنيَ على افتراض ان الحركة مقيدة بقلقلات صغيرة حول حالة الوزانة المتوازنة. أيضا عادة يمكن ان نفرض أن هذه الاقترانات يمكن استعمالها في القلقلات التي يصعب اعتبارها صغيرة. في معظم الطائرات التقليدية فإن الخطأ الناتج من هذا الافتراض صغير نسبياً، لأن خصائص هذه الطائرات تكون قريبة من الخطية ضمن غلاف طيرانها المعتاد. أما الطائرات ذات غلاف طيران عالي جداً فإن استعمال التقريب الخطي غير مقبول.

من المناسب مراجعة الاستجابة الطولانية للطائرة لحركة الرافع حول حالة الوزانة مع بقاء الدفع ثابت. يمكن كتابة معادلات الحركة الموجودة في ملحق2 . بالصورة التالية:

$$\frac{u(s)}{h(s)}=\frac{N_h^u(s)}{\Delta(s)}=\frac{k_u\left(s+1/T_u\right)\left(s^2+2z_u w_u s+w_u{}^2\right)}{\left(s^2+2z_p w_p s+w_p{}^2\right)\left(s^2+2z_s w_s s+w_s{}^2\right)} \quad \ldots\ldots\ 6.2$$

$$\frac{w(s)}{h(s)}=\frac{N_h^w(s)}{\Delta(s)}=\frac{k_w\left(s+1/T_a\right)\left(s^2+2z_a w_a s+w_a{}^2\right)}{\left(s^2+2z_p w_p s+w_p{}^2\right)\left(s^2+2z_s w_s s+w_s{}^2\right)} \quad \ldots\ldots\ 6.3$$

$$\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}=\frac{k_q\left(s+1/T_{q_1}\right)\left(s+1/T_{q_2}\right)}{\left(s^2+2z_p w_p s+w_p{}^2\right)\left(s^2+2z_s w_s s+w_s{}^2\right)} \quad \ldots\ldots\ 6.4$$

$$\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{N_h^q(s)}{\Delta(s)}=\frac{k_q\left(s+1/T_{q_1}\right)\left(s+1/T_{q_2}\right)}{\left(s^2+2z_p w_p s+w_p{}^2\right)\left(s^2+2z_s w_s s+w_s{}^2\right)} \quad \ldots\ldots\ 6.5$$

(هذه المعادلات هي اعادة صياغة للمعادلات في ملحق 2 وليست بديل لها)

أكثر شيء يهمنا هو المقام حيث يحدد نسب التضاؤل والترددات الطبيعية والاستقرارية.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مثال 6.1

بالرجوع إلى أحد المراجع ، لطائرة Ling-Temco-Vought A-7A Corsair II ، عند ظروف طيران على ارتفاع ثابت مقداره $15000\,ft$ عند رقم ماخ 0.3 ، وجدنا البيانات الايرودينامية التالية (بالنسبة لمحاور الجسم):

$x_u = 0.00501 \quad x_w = 0.00464 \quad x_q = -72.9 \quad x_q = -31.34 \quad x_h = 5.63$

$z_u = -0.0857 \quad z_w = -0.545 \quad z_q = 309 \quad z_q = -7.4 \quad z_h = -23.8$

$m_u = 0.00185 \quad m_w = -0.00767 \quad m_q = -0.395 \quad m_q = 0.00132$

$m_h = -4.51576$

الآن نحسب اقترانات التحويل لاستجابة u w q q a g ، حيث اقترانات التحويل لـــ w q u q نحصل عليها بالاستعانة بالملحق 2 (صفحة 340) ، أما اقترانات التحويل لـــ a g فنحصل عليها بالتعويض في العلاقات المناسبة 5.7 (قيمة V_o تساوي تقريباً U_e والتي تساوي رقم ماخ ضرب سرعة الصوت عن الارتفاع المذكور (سرعة الصوت تساوي $1058\,ft/s$ عند ذلك الارتفاع كما يفهم من المثال في الكتاب الأصلي.))

بعد التبسيط لما سنحصل عليه ، نحصل على اقترانات التتحويل بالصيغة التالية:

$$\frac{u(s)}{\eta(s)} = \frac{5.63(s+0.369)(s+0.587)(s+58.437)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ ft/s/rad}$$

$$\frac{w(s)}{\eta(s)} = \frac{-23.8(s^2-0.0088s+0.0098)(s+59.048)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ ft/s/rad}$$

$$\frac{q(s)}{\eta(s)} = \frac{-4.516s(s-0.008)(s+0.506)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ rad/s/rad (deg/s/deg)}$$

$$\frac{\theta(s)}{\eta(s)} = \frac{-4.516(s-0.008)(s+0.506)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ rad/rad (deg/deg)} \qquad (6.8)$$

$$\frac{\alpha(s)}{\eta(s)} = \frac{-0.075(s^2-0.0088s+0.0098)(s+59.048)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ rad/rad (deg/deg)}$$

$$\frac{\gamma(s)}{\eta(s)} = \frac{0.075(s-0.027)(s+5.004)(s-6.084)}{(s^2+0.033s+0.020)(s^2+0.902s+2.666)} \text{ rad/rad (deg/deg)}$$

……….6.8

نحصل على المعادلة المميِّزة (characteristic equation) بمساواة المقام المشترك بالصفر، أي

$$\left(s^2+0.033s+0.02\right)\left(s^2+0.902s+2.666\right)=0$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

(وبمقارنة كل حد بالصيغة $\left(s^2+2zws+w^2\right)$ نحصل على:)

الحد الأول من المعادلة المميزة يصف نمط الاستقرارية الدورية (phugiod) ، وله الخصائص التالية:

نسبة التضاؤل $z_p = 0.11$

التردد الطبيعي الغير متضائل $w_p = 0.14 rad/s$

(حصلنا على هذه القيم بالمقارنة مع الصيغة $\left(s^2+2z_p w_p s+{w_p}^2\right)$)

الحد الثاني المعادلة المميزة يصف نمط الاستقرارية للتردد قصير الفترة (short period) ، وله الخصائص التالية:

نسبة التضاؤل $z_s = 0.28$

التردد الطبيعي الغير متضائل $w_s = 1.63 rad/s$

خصائص هذا النمط تشير إلى أن الطائرة مستقرة ايروديناميا، لكن سنرى لاحقا أن نسبة التضاؤل صغيرة بصورة غير مقبولة.

استجابة الطائرة لمدخل رافع على شكل اقتران خطوة مقدارها $\left(1^o\right)$ مبين في الشكل 6.1 . الشكل يبين استجابة جميع المتغيرات الموجودة في معادلات 6.8

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

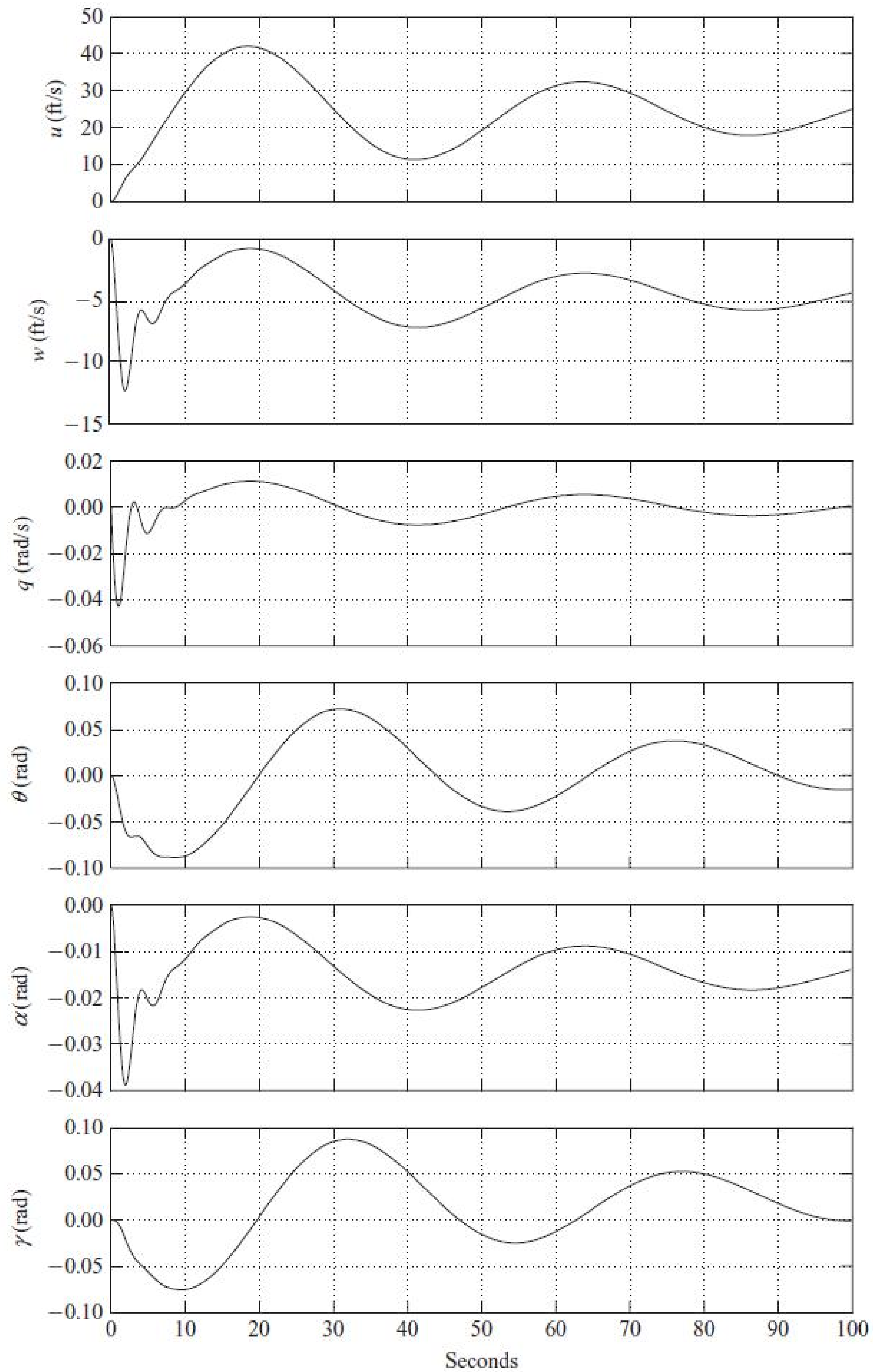


Figure 6.1 *Aircraft response to 1° elevator step input.*

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الشكل 6.1

الاستجابات في الشكل تبين بوضوح نمطي الاستجابة (الدوري وقصير الفترة). لكن قيمة كل نمط استقرارية تختلف لكل متغير استجابة. مثلا ، التذبذب قصير الفترة يكون أوضح شيء في بداية استجابة w q a ، بينما النمط الدوري في جميع المتغيرات ظاهر في جميع المتغيرات لكن له قيمة متباينة. طبعاً استقرارية الاستجابة هي نفسها ما يحددها هو المقام وهو مشترك لجميع اقترانات التحويل في معادلة 6.8 ، أما تنوع الاستجابات فناتج من تنوع البسط لاقترانات التحويل المذكورة.

نلاحظ من الشكل 6.1 أن النمط الدوري هو المسيطر لـــ u ، وأن النمط قصير الفترة هو المسيطر لـــ w و q ، والنمطان يظهران في q .

قيم الحالة المستقرة للمتغيرات الحاصلة بعد مُدخل للرافع على شكل اقتران خطوة مقداره $\left(1^o\right)$ يمكن حسابها بواسطة نظرية القيمة النهائية (المعادلة 5.33) . اقترانات التحويل في معادلات 6.8 هي بوحدة rad، لذا يجب كتابة مدخل الخطوة بوحدة rad أيضا، أي:

$$h(s)=\frac{1^o}{s}=\frac{1}{57.3s}rad=\frac{0.0175}{s}rad$$

لذا، على سبيل المثال، تحويل لابلاس لاستجابة السرعة لمدخل خطوة $\left(1^o\right)$ للرافع هو

$$u(s)=\frac{5.63(s+0.369)(s+0.587)(s+58.437)}{\left(s^2+0.033s+0.02\right)\left(s^2+0.9025s+2.666\right)}\frac{0.0175}{s}\,ft/s$$

بتطبيق نظرية القيمة النهائية، معادلة 5.33 نحصل على :

$$\begin{aligned}\lim_{t\to\infty}u(t)&=\lim_{s\to 0}\left(s\frac{5.63(s+0.369)(s+0.587)(s+58.437)}{\left(s^2+0.033s+0.02\right)\left(s^2+0.9025s+2.666\right)}\frac{0.0175}{s}\right)\\&=23.39\,ft/s\end{aligned}$$

بما ان المدخل يكون باتجاه خفض مقدمة الطائرة ، فإن الاستجابة تستقر في النهاية على زيادة في السرعة بالقيمة المحسوبة فوق.

بنفس الطريقة نحسب قيمة الحالة المستقرة - (steady state) (أو اختصارا ss) - لباقي المتغيرات

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$u_{ss} = 23.39\, ft/s$
$w_{ss} = -4.53\, ft/s$
$q_{ss} = 0$
$q_{ss} = 0.34^{o}$
$a_{ss} = -0.81^{o}$
$g_{ss} = 1.15^{o}$

6.6.1 المعادلة المميِّزة

متعدد الحدود للمعادلة المميزة الطولانية هو من الرتبة الرابعة، وهو المقام المشترك لاقترانات التحويل لاستجابة الطولانية ، وعندما نساويه بالصفر نسميه المعادلة المميزة، ويمكن كتابتها كالتالي:

$$As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E = 0 \text{ .... } 6.11$$

أو بالصيغة الأشهر:

$$\left(s^2 + 2z_p w_p s + w_p{}^2\right)\left(s^2 + 2z_s w_s s + w_s{}^2\right) = 0 \text{ .... } 6.12$$

كما شرحنا، كل حد من هذين يصف نمط استجابة (الدوري وقصير الفترة). أنماط الاستقرارية الموجودة في معادلة 6.12 تعطي وصف كامل لخصائص الاستقرارية الطولانية للطائرة المعرضة لقلقلات صغيرة. لفهم خصائص الاستجابة لهذه الأنماط راجع الملحق 5 الذي يتكلم عن المثال المشهور لنظام زنبرك وكتلة ومضائل (مثال توضيحي).

6.2 أنماط الاستقرارية الدينامية

كلا نمطي الاستقرارية الطولانية يتم تفعيلهما عند قلقلة الطائرة من وضع الوزاني الاتزاني. هذه القلقلة تحصل بسبب مُدخل تحكم من الطيار أو تغير في قدرة المحرك أو تأثيرات المطبات الهوائية وغيرها .

6.2.1 التذبذب الخطراني قصير الفترة

النمط قصير الفترة هو بصورة رئيسية تذبذب متضائل في الخطران حول محور oy . بمجرد قلقلة الطائرة من وضع الاتزان الخطراني فإن هذا النمط يُفَعَّل على صورة ذبذبة كلاسيكية من الرتبة الثانية، بحيث أن المتغيرات الرئيسة هي زاوية السقوط a (و w ضمناً) ومعدل الخطران q ووضع الخطران q . ويمكن ملاحظة هذا في مثال 6.1 (شكل 6.1) . عادة يكون التردد الطبيعي الغير متضائل لهذا النمط بين $1 rad/s$ و $10 rad/s$ ، التضاؤل يكون عادة عامل استقرار بالرغم من أن نسبة التضاؤل تكون عادة أقل من المطلوب . أحد

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

معالم هذا النمط أن السرعة تبقى ثابتة $(u=0)$ خلال القلقلة . فترة الذبذب لهذا النمط قصيرة.

يمكن تمثيل الوضع الفيزيائي الموجود بمقارنتها بنظام زنبرك ومضائل كما في الشكل 6.2 . عند احداث قلقلة تتحرك الطائرة بالشكل المبين في الشكل 6.2 . طبعاً لا يوجد زنبرك ومضائل لكن هذا تشبيه للقوى الايرودينامية الموجودة (والتي تكون على الذيل بشكل رئيسي في هذا النمط) .

قوة الارجاع (المشابهة للزنبرك) تنشأ بسبب ميل الذيل للاصطفاف باتجاه الريح (مثل ديك الريح الذي يوضع على ظهر البيوت لتحديد اتجاه الريح، ولذلك يسمى هذا التردد بتردد ذيل الديك weathercock)

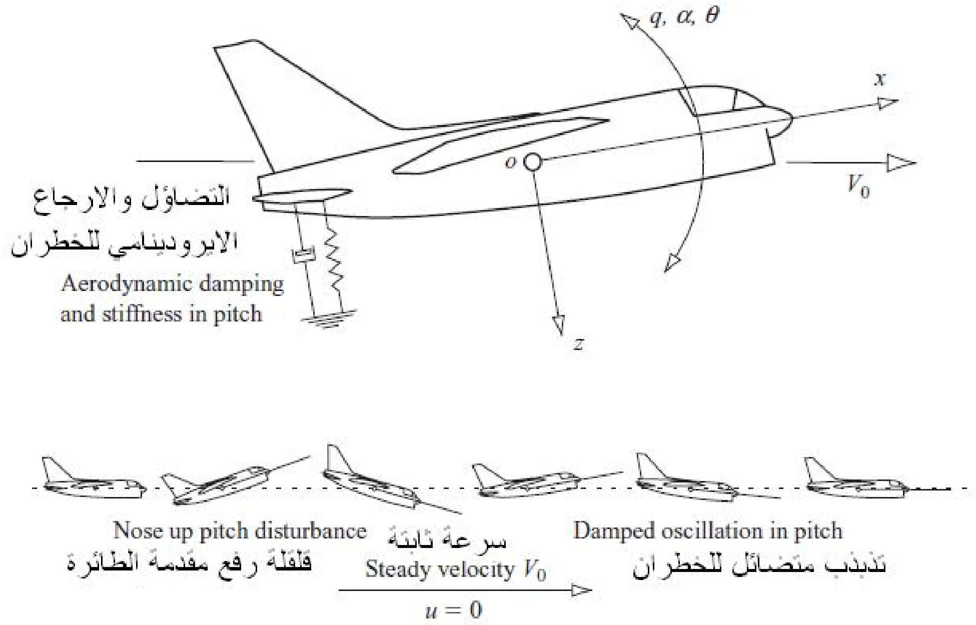


Figure 6.2 *A stable short period pitching oscillation.*

الشكل 6.2 تذبذب خطراني مستقر قصير الفترة

6.2.2 النمط الدوري (phugiod)

النمط الدوري هو تذبذب متضائل منخفض التردد للسرعة u ومتقارن مع وضع الخطران q والارتفاع h . هناك معلم واضح في هذا النمط وهو أن زاوية السقوط a (و w ضمناً) تبقى ثابتة تقريباً خلال القلقلة . يمكن ملاحظة هذا في مثال 6.1 (شكل 6.1) . على كل حال نلاحظ أن النمط الدوري يظهر في جميع المتغيرات الطولانية، لكن قيمته في زاوية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

السقوط a (و w) ومعدل الخطران q تكون صغيرة . عادة يكون التردد الصغير الغير متضائل بين $0.1 rad/s$ و $1 rad/s$ ، ونسبة التضاؤل صغيرة جداً.

لنستعرض الاستجابة في النمط الدوري التي تحصل بعد قلقلة صغيرة في السرعة كما في الشكل 6.3 . ابتداءاً تكون الطائرة تطير على ارتفاع ثابت بسرعة مستقرة مقدارها V_o . لنفرض أنه حصلت قلقلة خفَّضت سرعة الطائرة بمقدار صغير u . فهذا سوف يسبب الحركة بالصورة الدورية المتضائلة المبينة في الشكل 6.3 (الشرح في الكتاب الأصلي). وسوف تبقى تتذبذب وتتضائل إلى أن تعود للوضع الأصلي.

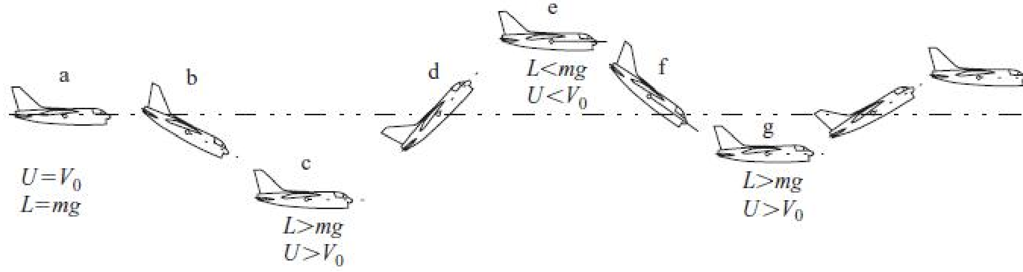


Figure 6.3 *The development of a stable phugoid.*

الشكل 6.3 النمط الدوري

6.3 النماذج مُخفَّضة الرتبة (reduced order models)

لغاية الآن ركزنا على الحل الدقيق لمعادلات الحركة الطولانية، والذي أعطى وصف دقيق لخصائص الاستقرارية والاستجابة للطائرة. بالرغم من أن هذا عادة هو هدف دراسة ديناميات الطيران، إلا أن له سيئتين؛ الأولى، يجب استخدام طرق حاسوبية إذا أردنا تجنب الحل اليدوي المرهق جداً، والثانية ، من الصعب وأحيانا من المستحيل وضع علاقة بين خصائص الاستقرارية والمشتقات الايروديناميكية. يمكن تجنب هاتين السيئتين باستخدام الحلول التقريبية والتي تعطي أيضا فهم أكثر للظواهر الفيزيائية التي تتحكم في ديناميات الطائرة.

6.3.1 تقريب النمط قصير الفترة

بعد عدة تبسيطات وافتراضات (من بينها التعامل مع نظام محاور الريح) نحصل على تقريب لاقترانات التحويل الفعالة في حالة النمط قصير الفترة، وهي :

$$\frac{w(s)}{h(s)} = \frac{z_h\left(s + U_e \dfrac{m_h}{z_h}\right)}{s^2 - \left(m_q + z_w\right)s + \left(m_q z_w - m_w U_e\right)} \equiv \frac{k_w\left(s + 1/T_a\right)}{s^2 + 2z_s w_s s + w_s^2} \quad \ldots\ldots 6.17$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{m_h(s-z_w)}{s^2-(m_q+z_w)s+(m_q z_w-m_w U_e)}\equiv\frac{k_q(s+1/T_{q_2})}{s^2+2z_s w_s s+w_s^2} \quad ....6.18$$

أما معادلة $\frac{q(s)}{h(s)}$ فنحصل عليها بالاستعانة بالعلاقة $\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{1}{s}\frac{q(s)}{h(s)}$

نحصل من مقام هذه العلاقات على التردد الطبيعي w_s ونسبة التضاؤل z_s ، أي

$$\left.\begin{aligned}2z_s w_s&=-(m_q+z_w)\\ w_s&=\sqrt{m_q z_w-m_w U_e}\end{aligned}\right\}..........6.20$$

علاقة الرموز المستخدمة هنا بالمشتقات الإيروديناميكية مبينة في الملحق 1 ، ومنها نستطيع الحصول على العلاقة التالية:

$$\left.\begin{aligned}2z_s w_s&=-\left(\frac{\overset{o}{M}_q}{I_y}+\frac{\overset{o}{Z}_w}{m}+\frac{\overset{o}{M}_{\dot{w}}U_e}{I_y}\right)\\ w_s&=\sqrt{\frac{\overset{o}{M}_q}{I_y}\frac{\overset{o}{Z}_w}{m}-\frac{\overset{o}{M}_w U_e}{I_y}}\end{aligned}\right\}..........6.21$$

للطائرات التقليدية يمكن التقريب أكثر للوصول للقيمة التالية:

$$\left.\begin{aligned}2z_s w_s&=-\frac{\overset{o}{M}_q}{I_y}\\ w_s&=\sqrt{-\frac{\overset{o}{M}_w U_e}{I_y}}\end{aligned}\right\}..........6.21$$

قيمة المشتقة $\overset{o}{M}_w$ تعتمد على ايروديناميات الذيل. اشارة $\overset{o}{M}_w$ تعتمد على موقع cg ، تصبح أكثر سالبية عندما يكون الـــ cg أقرب لمقدمة الطائرة. إذن النمط قصير الفترة يكون مستقر إذا كان الـــ cg بعيد كفاية باتجاه مقدمة الطائرة. موقع الـــ cg الذي تكون عنده $\overset{o}{M}_w$ تساوي صفر يسمى نقطة التعادل للمتحكمات الثابتة، وبالتالي $\overset{o}{M}_w$ تعطي هامش الأمان للمتحكمات الثابتة للطائرة. بالرجوع لمعادلة 6.19 أو 6.20 ، موقع cg الذي تصبح عنده $m_q z_w-m_w U_e$ مساوية للصفر يمسى نقطة الناورة للمتحكمات الثابتة للطائرة.

6.3.2 تقريب النمط الدوري

هذا النمط لوحده قليل الأهمية في دراسة ديناميات الطيران ولكن فائدته الحقيقية تكون في تعريف الخصائص الايروديناميكية لهيكل الطائرة التي تتحكم في خصائص هذا النمط.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بعد الكثير من العمليات والتبسيط نحصل على قيمة نسبة التضاؤل والتردد الطبيعي لهذا النمط وهي:

$$\left.\begin{aligned} 2z_p w_p &= -x_u \approx \frac{\overset{o}{X}_u}{m} \\ w_p &= \sqrt{-\frac{g\,z_u}{U_e}} \approx \sqrt{-\frac{g\,\overset{o}{Z}_u}{mU_e}} \end{aligned}\right\} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 6.36$$

عادة تكون z_p قريبة من الصفر

يمكن اجراء تبسيطات وافتراضات أخرى لنصل إلى نتيجة (وهي أقل دقة من السابقة) :

$$w_p = \frac{g\sqrt{2}}{V_o} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 6.39$$

$$z_p = \frac{1}{\sqrt{2}}\left(\frac{C_D}{C_L}\right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 6.40$$

نلاحظ أن نسبة التضاؤل تتناسب عكسيا مع "نسبة الرفع إلى المقاومة" ، وبما أن هذه القيمة يجب أن تكون عالية في الطائرات، فستكون قيمة z_p كما سبق أن قلنا.

مثال 6.2

لتوضيح استعمال النماذج منخفضة الدرجة لنأخذ الطائرة في مثال 6.1 عند نفس ظروف الطيران، المثال 6.1 أعطى بيانات الطائرة (m_w ......) بالنسبة لاحداثيات الجسم منها:

$$z_h = -23.8 \quad z_w = -0.545 \quad m_h = -4.51576$$
$$m_w = -0.00767 \quad m_q = -0.395$$

لكن يجب أن نحول هذه القيم إلى القيم المقابلة عند احداثيات الريح، وذلك بالاستعانة بملحق 7 و 8 (وربما 1 !) ، بعد التحويل نحصل على القيم التالية (على ذمة الكتاب الأصلي):

$$z_h = -24.4568 \quad z_w = -0.49774 \quad m_h = -4.51576$$
$$m_w = -0.0079 \quad m_q = -0.39499$$
$$U_e = 316$$

الآن نعوض في معادلة 6.17 و 6.18 وفي $a = w/V_o \approx w/U_e$ للحصول على اقترانات التحويل :

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\left.\begin{aligned}\frac{w(s)}{h(s)}&=\frac{-24.457(s+59.015)}{(s^2+0.893s+2.704)}\ ft/s/rad\\ \frac{q(s)}{h(s)}&=\frac{-4.516(s+0.455)}{(s^2+0.893s+2.704)}\ rad/s/rad(\deg/s/\deg)\\ \frac{a(s)}{h(s)}&=\frac{-0.077(s+59.015)}{(s^2+0.893s+2.704)}\ rad/rad(\deg/\deg)\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots 6.43$$

من المهم تذكر أن اقترانات التحويل هذه تصف تقريبا الاستجابة قصيرة الفترة لهذه المتغيرات المسيطرة في الحركة قصيرة الفترة. وضع الخطران قصير الفترة المقابل هو :

$$\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{1}{s}\frac{q(s)}{h(s)}=\frac{-4.516(s+0.455)}{s(s^2+0.893s+2.704)}\ rad/rad(\deg/\deg) \quad \ldots\ldots 6.44$$

القيم التقريبية لنسب التضاؤل والتردد الطبيعي الغير متضائل للنمط قصير الفترة يمكن حسابها من معادلة 6.21 ، وتساوي :

نسبة التضاؤل $z_s = 0.27$

التردد الطبيعي الغير متضائل $w_s = 1.64\, rad/s$

نلاحظ أن هذه القيم قريبة جدا من القيم الدقيقة في مثال 6.1

الآن لنأخذ استجابة قصيرة الفترة لمدخل الرافع. الاستجابات لاقتران خطوة 1^o للمتغيرات المعطاة في معادلة 6.43 مبينة في الشكل 6.5 . أيضا موضح على نفس الرسم الاستجابات للنموذج الكامل (مثال 6.1) من معادلات 6.41 . نلاحظ أنه في العشر ثواني الأولى يكون هناك توافق بين النموذجين . مما يعني أن النموذج مخفض الرتبة مقبول لدراسة الاستجابة للنمط قصير الفترة.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

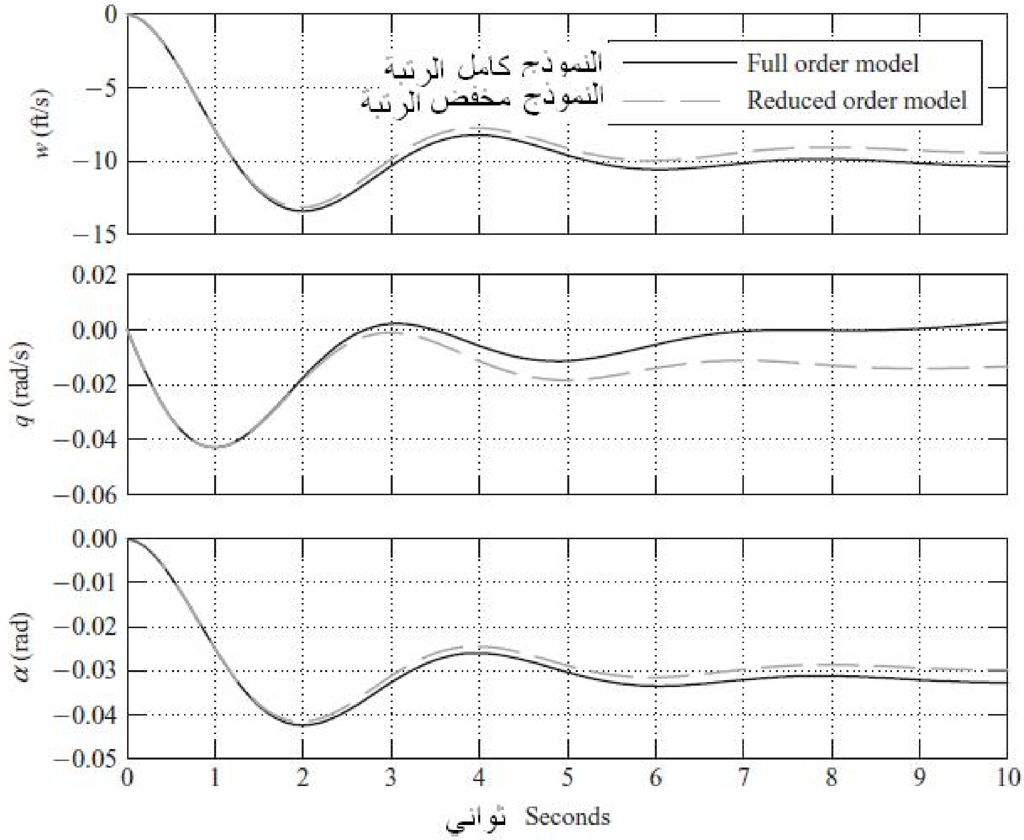


Figure 6.5 *Reduced order longitudinal response to 1° elevator step input.*

الشكل 6.5 الاستجابة الطولانية مخفضة الرتبة لمدخل اقتران خطوة مقدارها 1^o

الآن لننتقل إلى خصائص النموذج مخفض الرتبة للنمط الدوري. البيانات التي تلزمنا (بالنسبة لمحور الريح) هي :

$x_u = 0.04225\ l/s$
$z_u = 0.20455\ l/s$
$m_u = -0.0003 rad/ft$
$U_e = V_o = 317.48\ ft/s$

بالتعويض في معادلات 6.36 نحصل على :

نسبة التضاؤل $z_p = 0.147$

التردد الطبيعي الغير متضائل $w_p = 0.144 rad/s$

بالمقارنة مع القيم الدقيقة في مثال 6.1 نلاحظ توافق جيد خصوصا لـــ w_p

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

7

الديناميات الجانبية-الاتجاهية

Lateral-Directional Dynamics

7.1 الاستجابة للمتحكمات

نحصل على اقترانات التحويل الجانبية الاتجاهية بحل معادلات الحركة الجانبية باستخدام طرق الوحدة الخامسة مثلاً.

اقترانات التحويل تصف بشكل كامل الديناميات الخطية لاستجابة الانزلاق الجانبي والعطوف والانعراج لمدخلات الجنيحات والدفة. اقترانات التحويل تحوي ضمناً خصائص الاستقرارية الجانبية-الاتجاهية. كما في السابق، فإن اقترانات التحويل ومتغيرات الاستجابة الموصوفة بها خطية لأن النموذج الرياضي الذي استخدمناه لاشتقاقها كان مقيد بالقلقلات الصغيرة حول وضع الاتزان الوزاني. فرضنا أن وضع الاتزان الوزاني معناه الطيران المُطّرد (steady) على ارتفاع ثابت.

بما أن هناك مدخلين (الجنيحات والدفة) ، فهناك مجموعتين من اقترانات التحويل . على العموم ، أنماط الديناميات الجانبية-الاتجاهية ليست منفصلة عن بعضها كثيراً. وتميل للتقارن الديناميي بدرجة أكبر. ملاحظة أخرى، بعكس الديناميات الطولاينة ، فإن الديناميات الجانبية-الاتجاهية لا تتغير كثيراً مع ظروف الطيران ، لأن معظم الطائرات تمتلك تماثل ايروديناميي بفعل التصميم.

معادلات الحركة الجانبية-الاتجاهية تصف قلقلات صغيرة حول ظرف الاتزان الوزاني بالنسبة لمحاور الريح. يمكن الحصول على اقترانات التحويل بالاستعانة بملحق 2 .

عادة تكتب اقترانات التحويل التي تصف الاستجابة للجنيحات بالصورة التالية:

$$\frac{v(s)}{x(s)} = \frac{N_x^v(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_v\left(s+1/T_{b_1}\right)\left(s+1/T_{b_2}\right)}{\left(s+1/T_s\right)\left(s+1/T_r\right)\left(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2\right)} \quad \ldots\ldots \; 7.2$$

$$\frac{p(s)}{x(s)} = \frac{N_x^p(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_p s\left(s^2+2z_f w_f s+w_f{}^2\right)}{\left(s+1/T_s\right)\left(s+1/T_r\right)\left(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2\right)} \quad \ldots\ldots \; 7.3$$

$$\frac{r(s)}{x(s)} = \frac{N_x^r(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_r\left(s+1/T_y\right)\left(s^2+2z_y w_y s+w_y{}^2\right)}{\left(s+1/T_s\right)\left(s+1/T_r\right)\left(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2\right)} \quad \ldots\ldots \; 7.4$$

$$\frac{f(s)}{x(s)} = \frac{N_x^f(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_f\left(s^2+2z_f w_f s+w_f{}^2\right)}{\left(s+1/T_s\right)\left(s+1/T_r\right)\left(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2\right)} \quad \ldots\ldots \; 7.5$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

واقترانات التحويل التي تصف الاستجابة للدفة تكتب عادة بالصورة التالية:

$$\frac{v(s)}{z(s)} = \frac{N_z^v(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_v(s+1/T_{b_1})(s+1/T_{b_2})(s+1/T_{b_3})}{(s+1/T_s)(s+1/T_r)(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2)} \quad \ldots\ldots\ 7.6$$

$$\frac{p(s)}{z(s)} = \frac{N_z^p(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_p s(s+1/T_{f_1})(s+1/T_{f_2})}{(s+1/T_s)(s+1/T_r)(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2)} \quad \ldots\ldots\ 7.7$$

$$\frac{r(s)}{z(s)} = \frac{N_z^r(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_r(s+1/T_y)(s^2+2z_y w_y s+w_y{}^2)}{(s+1/T_s)(s+1/T_r)(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2)} \quad \ldots\ldots\ 7.8$$

$$\frac{f(s)}{z(s)} = \frac{N_z^f(s)}{\Delta(s)} = \frac{k_f(s+1/T_{f_1})(s+1/T_{f_2})}{(s+1/T_s)(s+1/T_r)(s^2+2z_d w_d s+w_d{}^2)} \quad \ldots\ldots\ 7.9$$

اقترانات التحويل لها تنوع في متعددات الحدود الموجودة في البسط، ونفس متعدد الحدود في المقام ، كما هو مبين في الملحق 2 .

في المعادلات 7.2 – 7.9 نلاحظ تكرر بعض رموز البسط في اقترانات التحويل للدفة والجنيحات، لكن هذا لا يعني أن لها نفس القيمة! ؛ أما المقام فهو نفسه لجميع اقترانات التحويل.

كما في السابق، مقام اقتران التحويل يصف المعادلة المميزة (عند مساواتها بالصفر)، والتي بدورها تصف خصائص الاستقرارية الجانبية الاتجاهية للطائرة. ولهذا يكون المقام نفسه لجميع اقترانات التحويل. استجابة جميع المتغيرات لمدخل الدفة أو الجنيحات مسيطر عليها من قبل حدود المقام، تحديداً ثوابت الزمن ونسبة التضاؤل والتردد الطبيعي. الاختلاف بين كل واحد من المتغيرات ينتج من اختلاف البسط ، لكن الشكل العام للاستجابة يحدده المقام.

مثال 7.1

طائرة Douglus DC-8 تطير على ارتفاع $150000\,ft$ ولها رقم ماخ 0.44 ووزنها $190000\,lb$ ، حصلنا على البيانات التالية (بالنسبة لمحاور الريح):

$y_v = -0.1008 \quad y_p = 0 \quad y_r = -468.2 \quad y_f = 32.2 \quad y_x = 0$

$y_z = 13.48416$

$l_v = -0.00579 \quad l_p = -1.232 \quad l_r = 0.397 \quad l_f = 0 \quad l_x = -1.62 \quad l_z = 0.392$

$n_v = 0.00278 \quad n_p = -0.0364 \quad n_r = -0.257 \quad n_f = 0 \quad n_x = -0.01875$

$n_z = -0.864$

أما : سرعة الطائرة = رقم ماخ × سرعة الصوت عند الارتفاع المذكور

V_o = 0.44 × 1060 = 466.4 (بوحدة ft/s)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بتعويض البيانات السابقة في اقترانات التحويل في ملحق 2 (صفحة 341) وباستخدام المعادلة $\frac{b(s)}{x(s)}=\frac{1}{V_o}\frac{v(s)}{x(s)}$ (من درس 5.7.2) ، نحصل على اقترانات التحويل لاستجابة الجنيحات:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{v(s)}{x(s)} &= \frac{8.779(s+0.197)(s-7.896)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ ft/s/rad \\
\frac{p(s)}{x(s)} &= \frac{-1.62s(s^2+0.362s+1.359)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/s/rad(\deg/s/\deg) \\
\frac{r(s)}{x(s)} &= \frac{-0.0188(s+1.59)(s^2-3.246s+4.982)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/s/rad(\deg/s/\deg) \\
\frac{f(s)}{x(s)} &= \frac{-1.62(s^2+0.362s+1.359)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/rad(\deg/\deg) \\
\frac{b(s)}{x(s)} &= \frac{0.0188(s+0.197)(s-7.896)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/rad(\deg/\deg)
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ 7.12$$

ومن نفس الملحق والدرسين المذكورين نحصل على اقترانات التحويل لمدخل الدفة:

$$\left.\begin{aligned}
\frac{v(s)}{z(s)} &= \frac{13.484(s-0.0148)(s+1.297)(s+30.207)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ ft/s/rad \\
\frac{p(s)}{z(s)} &= \frac{0.392s(s+1.85)(s-2.566)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/s/rad(\deg/s/\deg) \\
\frac{r(s)}{z(s)} &= \frac{-0.864(s+1.335)(s^2-0.03s+0.109)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/s/rad(\deg/s/\deg) \\
\frac{f(s)}{z(s)} &= \frac{0.392(s+1.85)(s-2.566)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/rad(\deg/\deg) \\
\frac{b(s)}{z(s)} &= \frac{0.029(s-0.0148)(s+1.297)(s+30.207)}{(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)}\ rad/rad(\deg/\deg)
\end{aligned}\right\} \quad \ldots\ldots\ 7.13$$

نحصل على المعادلة المميزة بمساواة المقام بصفر:

$$\Delta(s)=(s+0.0065)(s+1.329)(s^2+0.254s+1.433)=0 \quad \ldots\ldots\ 7.14$$

الحد الأول من المعادلة يصف النمط الحلزوني (spiral mode) الذي له ثابت زمن (time constant) يساوي:

$$T_s=\frac{1}{0.0065}=154s$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الحد الثاني من معادلة 7.14 يصف نمط الفتور العطوفي (roll subsidence)، وثابت الزمن يساوي:

$$T_r = \frac{1}{1.329} = 0.75s$$

والحد الثالث يصف نمط العطوف الهولندي المتذبذب (oscillatory dutch roll) وله الخصائص التالية:

نسبة التضاؤل: $z_d = 0.11$

التردد الطبيعي الغير متضائل : $w_d = 1.2\,rad/s$

نلاحظ من المعادلة المميزة أن الطائرة مستقرة.

الاستجابة لمدخل جنيح على شكل نبضة مقدارها 1^o تستمر لثانيتين ثم ترجع للصفر مبين في الشكل 7.1 .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

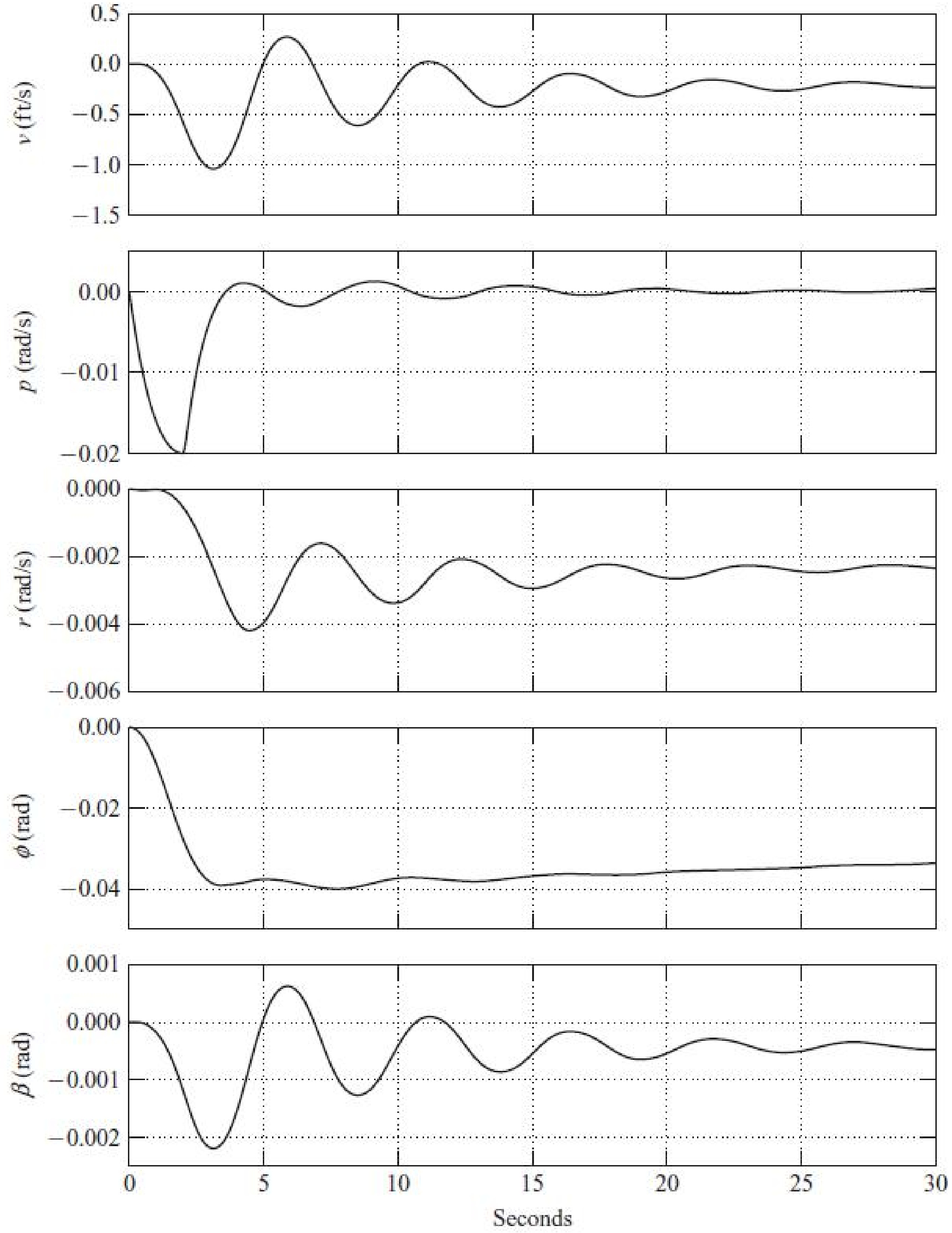


Figure 7.1 *Aircraft response to 1° 2 s aileron pulse input.*

الشكل 7.1 استجابة الطائرة لمدخل جنيح نبضة مقداره 1^o ومدته ثانيتين.

الاستجابة لمدخل دفة على شكل خطوة مقدارها 1^o مبين في الشكل 7.2 .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

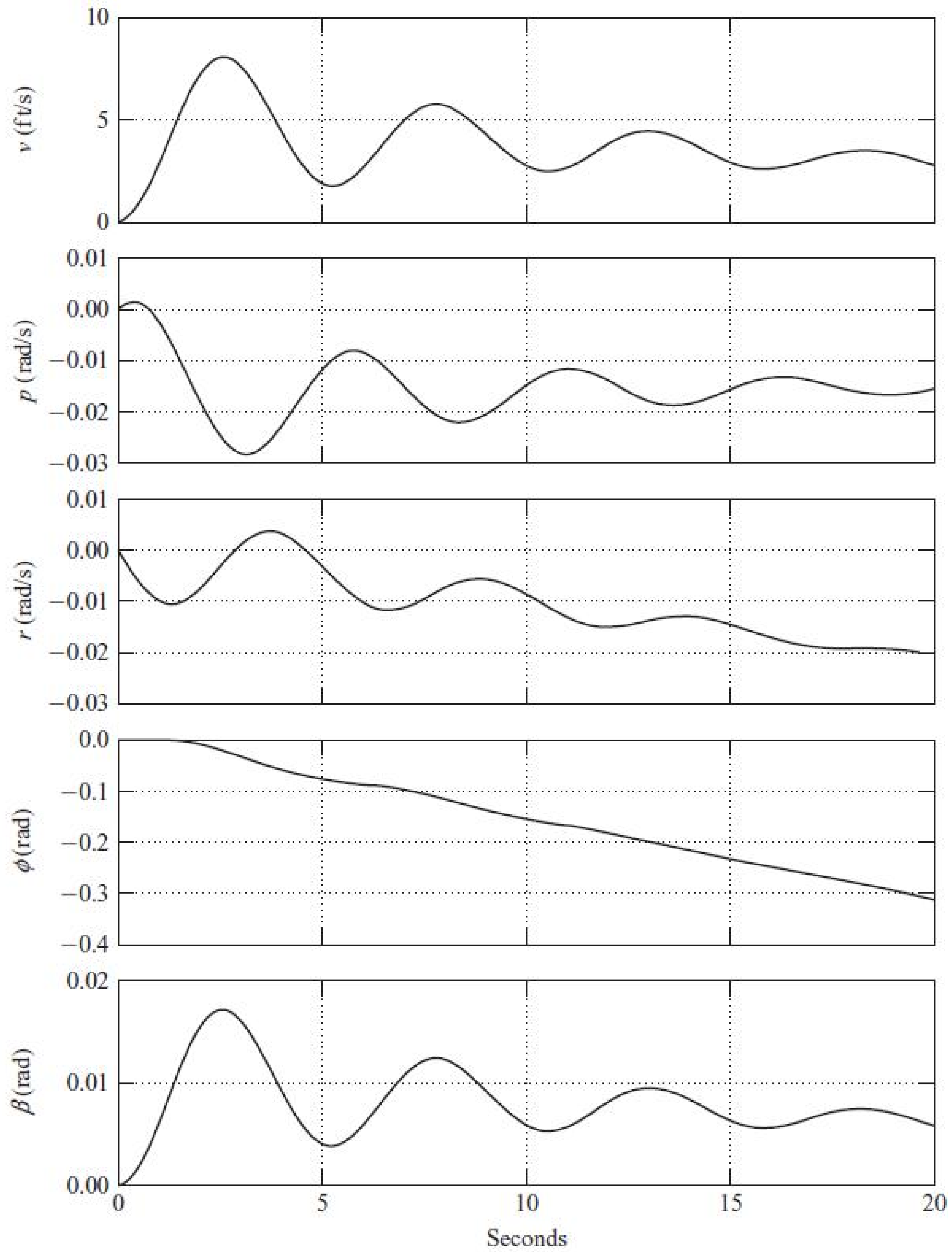


Figure 7.2 *Aircraft response to 1° rudder step input.*

الشكل 7.2   استجابة الطائرة لمدخل جنيح خطوة مقداره 1^o .

يمكن الحصول على قيم الحالة المستقرة (steady state) لمتغيرات الحركة الحاصلة بعد خطوة مقدارها 1^o للجنيحات أو الدفة باستعمال نظرية القيمة النهائية (معادلة 5.33) على اقترانات التحويل في معادلات 7.12 و 7.13 ، ومنها نحصل على القيم التالية:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

لمدخل خطوة للجنيح (aileron):

$$\begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ f \\ b \end{bmatrix}_{steady\ state} = \begin{bmatrix} -19.24\ ft/s \\ 0 \\ -11.99\deg/s \\ -177.84\deg \\ -2.35\deg \end{bmatrix}_{aileron}$$

لمدخل خطوة للدفة (rudder):

$$\begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ f \\ b \end{bmatrix}_{steady\ state} = \begin{bmatrix} -11.0\ ft/s \\ 0 \\ -10.18\deg/s \\ -150.36\deg \\ -1.35\deg \end{bmatrix}_{rudder}$$

7.1.1 المعادلة المميزة

متعدد الحدود للمعادلة المميزة في الحالة الجانبية-الاتجاهية يكون من الرتبة الرابعة، أي :

$$As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds \ + E = 0 \quad \ldots\ldots\ 7.18$$

ويمكن كتابتها أيضا بالصورة المهمة التالية:

$$(s + 1/T_s)(s + 1/T_r)(s^2 + 2z_d w_d s + w_d{}^2) = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ 7.19$$

كما ذكرنا سابقا، الحد الأول يصف النمط الحلزوني الغير متذبذب والحد الثاني يصف نمط الفتور العطوفي الغير متذبذب والحد الثالث يصف نمط العطوف الهولندي المتذبذب.

لفهم أكثر حول معنى هذه الحدود يجب الرجوع إلى مثال نظام الزنبرك في ملحق 5 .

بخلاف الديناميات الطولانية، فإن التعامل مع الديناميات الجانبية-الاتجاهية ليس مباشر كثيراً؛ لأن أنماط الاستقرارية ليست مستقلة كثير عن بعضها، حيث هناك نسبة أكبر من التقارن والتفاعلات بين الأنماط.

7.2 أنماط الاستقرارية الديناميكية

عندما تقلقل الطائرة عن وضع الاتزان الوزاني فإن أنماط الاستقرارية الجانبية-الاتجاهية سوف تُفعَّل. هذه القلقلات تنشأ من أوامر التحكم من الطيار أو من تغير وضع القدرة للمحرك أو من تغيرات شكل هيكل الطائرة مثل حركة القلابات أو من تأثيرات خارجية مثل المطبات الهوائية.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

7.2.1 نمط الفتور العطوفي

نمط الفتور العطوفي أو بعبارة أبسط نمط العطوف (roll mode) ، هو خاصية جانبية (lateral) غير اهتزازية، والذي يكون عادة غير متقارن مع النمط الحلزوني ونمط العطوف الهولندي. المبدأ الايروديناميكي الميكانيكي الذي يحكم هذا النمط مبين في الشكل 7.3

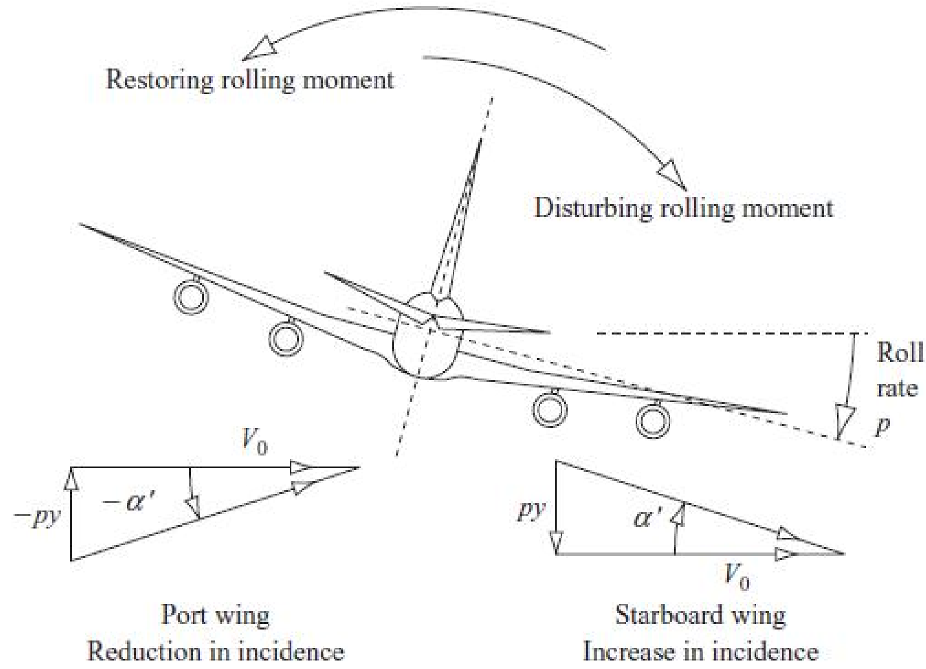


Figure 7.3 *The roll subsidence mode.*

الشكل 7.3 نمط الفتور العطوفي

7.2.2 النمط الحلزوني

أيضا النمط الحلزوني غير اهتزازي . بعد تفعيله يكون هذا النمط عادة بطيء في الحصول ويتضمن تقارن معقد في الحركة بين العطوف والانعراج والانزلاق الجانبي. المبدأ الايروديناميكي الميكانيكي الذي يحكم هذا النمط مبين في الشكل 7.4 . خصائص هذا النمط تعتمد بشدة على الاستقرارية الاستاتية الجانبية والاتجاهية للطائرة.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

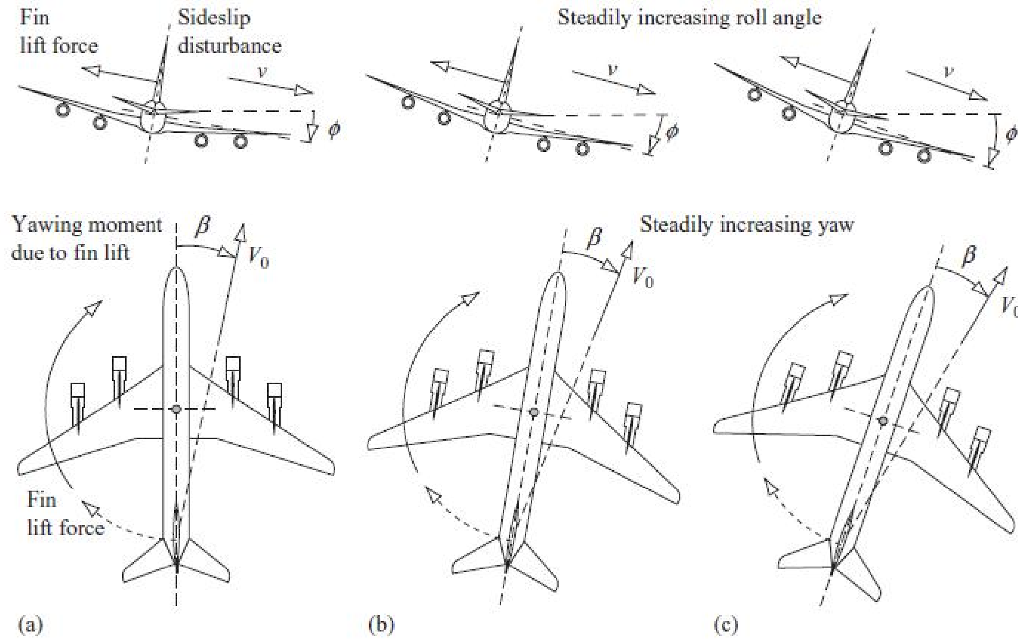


Figure 7.4 *The spiral mode development.*

الشكل 7.4   النمط الحلزوني

عندما يكون أثر الزوجية (dihedral) أكبر من أثر الزعنفة (fin) يكون النمط الحلزوني مستقر ومتقارب ، أما لاعكس فيعني عدم استقرارية (تباعد). لكن عادة يكون هذان الأثران متساويان ولهذا يكون هذا النمط تقريباً متعادل الاستقرارية. ثابت الزمن كبير جداً عادة يكون بمئات الثواني، هذا يعني أنه إذا كان هذا النمط مستقر فإن الرجوع لوضع الاستواء الأفقي للأجنحة يكون بطيء، وعندما يكون غير مستقر ، يكون تباعده عن الاستواء أيضاً بطيء.

في حالة عدم الاستقرارية يكون تباعد الطائرة عن الاستقرارية بطيء ويكون في العطوف والانعراج وأيضا في الارتفاع (بسبب اختلال توزان القوى)، وسيظهر الطيران بشكل حلزوني. وإن استمر سترتطم الطائرة بالأرض، لكن بما أن هذا الوضع بطيء فبامكان الطيار التدخل لحل المشكلة . لذلك من المسموح أن تكون الطائرة غير مستقرة في الخط الحلزوني بشرط ان يكون ثابت الزمن كبير.

7.2.3 نمط العطوف الهولندي

نمط العطوف الهولندي هو اهتزاز كلاسيكي متضائل في الانعراج ومتقارن مع العطوف و -بدرجة أقل- مع الانزلاق الجانبي. لذا فإن الحركة الموصوفة بهذا النمط تتضمن تفاعل معقد بين درجات الحرية الثلاث للحركة الجانبية-الاتجاهية. التردد الطبيعي لهذا النمط

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

له نفس رتبة التردد الطبيعي للنمط قصير الفترة، لكن التضاؤل يكون أقل. هذا النمط موضح في الشكل 7.5

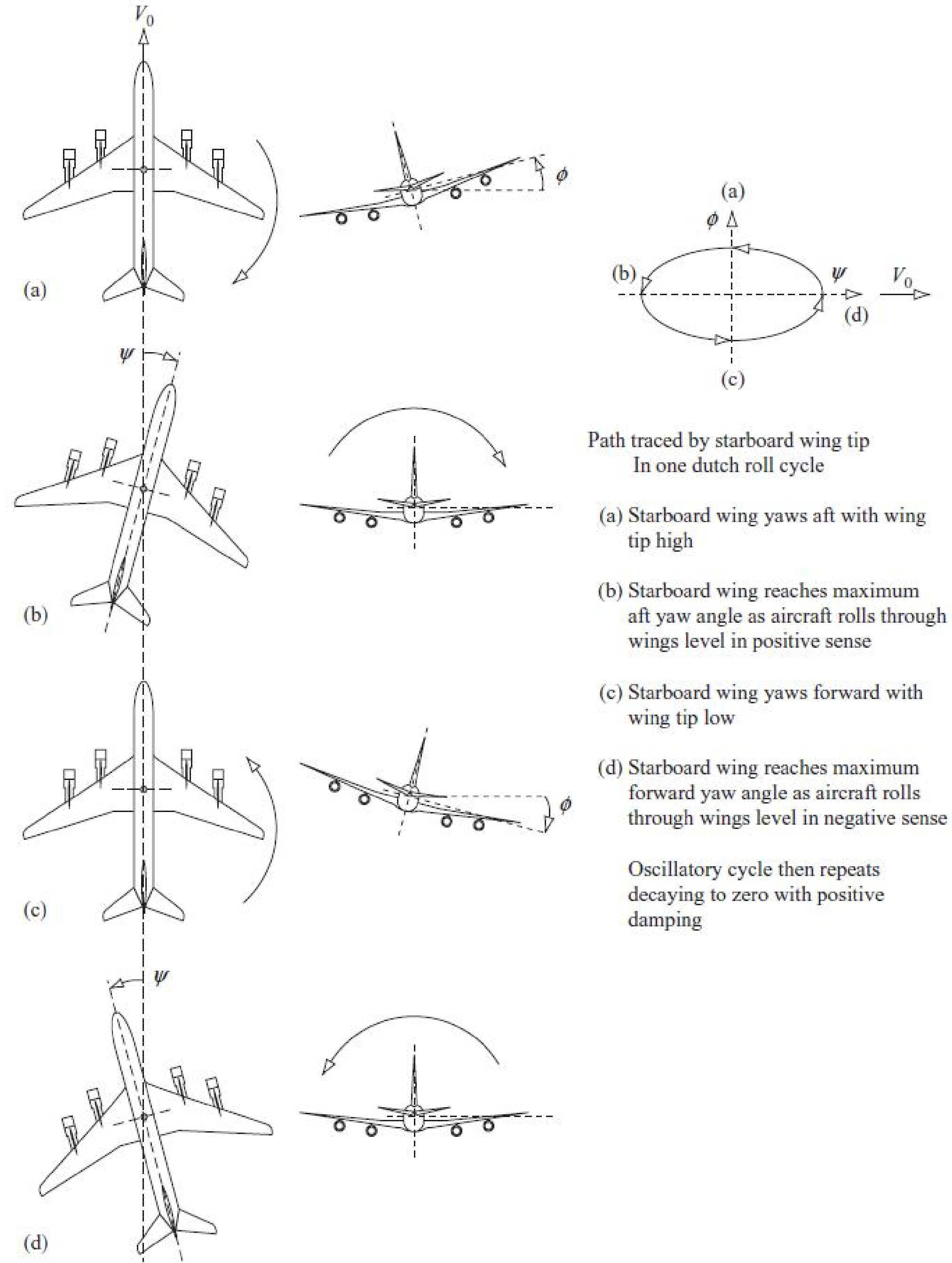


Figure 7.5 *The oscillatory dutch roll mode.*

الشكل 7.5 نمط العطوف الهولندي المهتز

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الزعنفة (fin) الكبيرة مفيدة لإحداث نمط عطوف هولندي مستقر وجيد. لكن لسوء الحظ هذا يعارض متطلبات الاستقرارية للنمط الحلزوني المستقر. التصميم الايرودينامي عادة يكون متوسط عدم الاستقرارية في النمط الحلزوني وضعيف التضاؤل في نمط العطوف الهولندي.

7.3 النماذج مخفضة الرتبة

بخلاف معادلات الحركة الطولانية فإنه من الصعب ايجاد حل تقريبي لمعادلات الحركة. بسبب وجود تقارن للحركة بين الأنماط الثلاث (بدرجات متفاوتة)، لذا فإن حل تقريبي مستقل يعني خسران في الدقة. لكن مع ذلك النماذج المبسطة لها فوائد.

7.3.1 تقريب نمط العطوف

عندما تكون القلقلات صغيرة، فإن نمط الفتور العطوفي يتضمن عادة حركة عطوف خالصة مع قليل من التقارن مع الانزلاق الجانبي والانعراج. بعد تبسيط المعادلات نحصل على اقتران التحويل التالي (بالنسبة لمحاور الريح):

$$\frac{p(s)}{x(s)} = \frac{l_x}{s - l_p} = \frac{k_p}{s + 1/T_r} \text{ .... } 7.25$$

هذه المعادلة تصف بشكل جيد أول ثانية أو ثانيتين من استجابة العطوف للجنيح .

ثابت الزمن يمكن كتابته بالصيغة التقريبية التالية:

$$T_r \cong \frac{-I_x}{\overset{o}{L}_p} \text{ .... } 7.27$$

حيث I_x هو عزم القصور الذاتي للعطوف.

7.3.2 تقريب النمط الحلزوني

بعد عدد من الحسابات والتقريبات نحصل على الصيغة التقريبة التالية للنمط الحلزوني

:

$$T_s \cong \frac{y_r(l_v n_p - l_p n_v)}{y_f(l_r n_v - l_v n_r)} \text{ .... } 7.34$$

والتي يمكن كتابتها بالصيغة التقريبة التالية

$$T_s \cong -\frac{U_e\left(\overset{o}{L}_v \overset{o}{N}_p - \overset{o}{L}_p \overset{o}{N}_v\right)}{g\left(\overset{o}{L}_r \overset{o}{N}_v - \overset{o}{L}_v \overset{o}{N}_r\right)} = -\frac{V_o\left(L_v N_p - L_p N_v\right)}{g\left(L_r N_v - L_v N_r\right)} \text{ .... } 7.35$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الآن، ليكون النمط الحلزوني مستقر يجب أن تكون T_s موجبة، عادة البسط يكون موجب لكل الطائرات التقليدية دون الصوتية، فعليه شرط الاستقرارية يصبح

$$L_v N_r > L_r N_v \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 7.36$$

7.3.3 التقريب لنمط العطوف الهولندي

مع بعض التقريبات والافتراضات (المبالغ فيها نسبياً) نحصل على العلاقات التقريبية التالية:

$$\left.\begin{aligned} 2z_d w_d &\cong -\left(\frac{\overset{o}{N}_r}{I_z} + \frac{\overset{o}{Y}_v}{m}\right) \\ w_d^{\,2} &\cong \left(\frac{\overset{o}{N}_r}{I_z}\frac{\overset{o}{Y}_v}{m} - V_o \frac{\overset{o}{N}_v}{I_z}\right) \cong -V_o \frac{\overset{o}{N}_v}{I_z} \end{aligned}\right\} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 7.40$$

مثال 7.2

لنأخذ الطائرة في مثال 7.1 ، نعوض قيمة $l_x = -1.62$ و $l_z = 0.392$ المعطاة في مثال 7.1 في معادلة 7.25 لنحصل على المعادلة :

$$\frac{p(s)}{x(s)} = \frac{-1.62}{s+1.232}\deg/s/\deg \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 7.43$$

بالرجوع لمعادلة 7.25 ، فإن ثابت الزمن التقريبي يساوي

$$T_r \cong \frac{1}{1.232} = 0.812s$$

وهي قريبة من القيمة الدقيقة التي حصلنا عليها في مثال 7.1 $(T_r = 0.75s)$. <u>الثواني</u> <u>الأولى</u> من استجابة معدل العطوف لمدخل خطوة للجنيح مقدارها 1^o في هذا النموذج التقريبي (المعادلة 7.43) مبينة في الشكل 7.6 . وهو قريب من الحل الدقيق المعطى بمعادلة 7.12 .

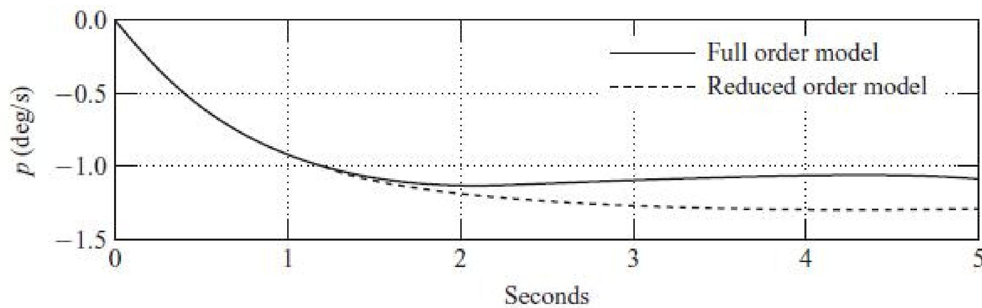


Figure 7.6 *Roll rate response to 1° aileron step input.*

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الشكل 7.6 معدل استجابة العطوف لمدخل خطوة 1^o للجنيح

بالرجوع لمعادلة 7.34 و 7.35 يمكن أن نكتب المعادلة التالية :

$$T_s \cong -\frac{U_e\left(l_v n_p - l_p n_v\right)}{g\left(l_r n_v - l_v n_r\right)} \ldots\ldots\ldots\ 7.45$$

بتعويض القيم من مثال 7.1 في هذه المعادلة نحصل على:

$$T_s \cong -\frac{468.2(0.0002-0.00343)}{32.2(0.0011-0.00149)} = 135.34s$$

نلاحظ أن هذه القيمة ليست قريبة كثيرا من القيمة الحقيقية التي حصلنا عليها في مثال 7.1 $(T_s = 154s)$ لكن هذا غير مهم لأن هذا النمط بطيء بالنسبة لردة فعل الطيار. نلاحظ أن شرط الاستقرارية في معادلة 7.36 متحقق

$$0.00149 > 0.0011$$

لاحظ أن الرقمين متقاربين مما يعني أن الطائرة قريبة من حالة تعادل الاستقرارية، وهذا أمر معتاد في الطائرات التقليدية مثل DC-8 .

نحصل على قيمة تقريبية لنسبة التضاؤل والتردد الطبيعي الغير متضائل لنمط العطوف الهولندي بتعويض بيانات مثال 7.1 في المعادلات 7.39 ، وسنحصل على

$$w_d = 1.152\ rad/s$$

$$z_d = 0.135$$

وهي قريبة من القيم الدقيقة في مثال 7.1 ، والتي كانت $w_d = 1.2\ rad/s$ و $z_d = 0.11$.

لكن هذا التقارب الجيد لا يكون موجود دائماً.

Spiral mode	النمط الحلزوني
time constant	ثابت الزمن
roll subsidence mode	نمط الفتور العطوفي
oscillatory dutch roll mode	نمط العطوف الهولندي المتذبذب
roll mode	نمط العطوف
fin	زعنفة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

9
الاستقرارية
Stability

9.1 مقدمة

ذكرنا الاستقرارية في الوحدات السابقة دون تعريف رسمي لها. لذا من المناسب أخذ الموضوع الآن بمزيد من التفصيل.

9.1.1 تعريف الاستقرارية

النظام (الطائرة) الذي يكون ابتداءاً حالة اتزان وزاني نقول عنه مستقر إذا بعد أن أثرت عليه قلقلة محدودة القيمة والمدة؛ أصبحت استجابته في النهاية صغيرة متلاشية.

9.1.3 الاستقراية الاستاتية والدينامية

الاستقرارية الاستاتية للطائرة تصف ميل الطائرة للعودة لوضع الاتزان الابتدائي بعد حصول قلقلة عن وضع الوزانة. الاستقرارية الدينامية تصف الحركة العابرة (transient) الحثة في عملية الرجوع للاتزان بعد القلقلة. من المهم أن تمتلك الطائرة لنوعي الاستقرارية كي تكون آمنة. لكن درجة الاستقرارية أيضا مهمة جداً لأنها تحدد كفاءة متحكمات الطائرة.

9.1.4 التحكم

من التعريف ، الطائرة المستقرة تمانع التقلقل، أي تميل للبقاء في حالة الطيران المتزن الوزاني. شدة الممانعة للقلقلة تُحدَّد بواسطة درجة الاستقرارية التي تمتلكها الطائرة. الطائرة عالية الاستقرارية تحتاج قوة تحكم كبيرة لتناور حول وضع الوزانة. بينما الطائرة قليلة الاستقرارية لها مساوؤها المعروفة أيضا.

9.2 المعادلة المُمَيِّزَة

عزفنا من الوحدات السابقة أن مقام اقترانات التتحويل هو متعدد الحدود المميز، وجذوره (roots) تحدد نمط الاستقرارية للطائرة. بمساواة متعدد الحدود المميز بالصفر نحصل على المعادلة المميزة. لاحظنا أن أكبر رتبة للمعادلة المميزة في هذا الكتاب كانت 4 .

المعادلة المميزة من الرتبة n تكتب بالصيغة العامة التالية:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$a_n s^n + a_{n-1} s^{n-1} + ... a_1 s + a_0 = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 9.1$$

استقرارية النظام تحدد بواسطة الجذور الـــ n (أعني ذات العدد n) للمعادلة 9.1 .

الجذور قد تكون حقيقية (real) أو أزواج مركبة (complex) ، إذن يمكن كتابة الجذور كالتالي :

(i) $s = -s_1$ والحل الزماني هو $k_1 e^{-s_1 t}$

(ii) $s = -s_2$ والحل الزماني هو $k_2 e^{-s_2 t} \sin(g_2 t + f)$

حيث s هو الجذر الحقيقي و g هو الجزء الوهمي و ....

عندما تكون جميع الجذور لها جزء حقيقي سالب فإن الجزء العابر من الاستجابة يؤول للصفر مع $t \to \infty$ ونقول عندها أن النظام مستقر. النظام يكون غير مستقر عندما يكون الجزء الحقيقي لأحد الجذور موجب، النظام يكون متعادل الاستقرارية عندما يكون أحد الأجزاء لأحد الجذور مساوي للصفر. لذا فإن الاستقرارية والتصرف الديناميي لأي نظام (طائرة مثلاً) هو مجموع الديناميات المرتبطة بكل جذر للمعادلة المميزة.

9.3 الاستقرارية للرتبة الرابعة

بما أن المعادلات المميزة الطولانية والاتجاهية-الجانبية تكون من الدرجة الرابعة، فسوف نركز على هذه الحالة هنا. لنكتب المعادلة المميزة من الرتبة الرابعة على الصورة التالية

$$As^4 + Bs^3 + Cs^2 + Ds + E = 0 \ \ldots\ldots\ldots\ldots 9.16$$

حيث المعاملات E B C D E مبينة في الملحق 2 . كي يكون عندنا استقرارية يجب أن يكون (الاثبات في الكتاب الأصلي) :

$$D(BC - AD) - B^2 E > 0$$
$$E > 0$$

لندرس الشرط المهم في حالة الطائرة $E > 0$ ، بالرجوع لملحق 2 نجد أن E لمعادلات الحركة الطولانية (بالنسبة لمحاور الريح) تساوي:

$$E = mg\left(\overset{o}{M}_w \overset{o}{Z}_u - \overset{o}{M}_u \overset{o}{Z}_w\right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 9.19$$

إذن يمكن كتابة شرط الاستقرارية كالتالي:

$$M_w Z_u > M_u Z_w \ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 9.20$$

M_w هي مقياس لهامش الاستقرارية الطولانية للمتحكمات الثابتة، Z_u تعتمد بشدة على معامل الرفع، Z_w يسيطر عليها ميل منحنى الرفع، و M_u لها قيمة فعالة عند أرقام ماخ عالية فقط. إذن M_w يجب أن تكون كبيرة كفاية ليكون عندنا استقرارية.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

للاستقرارية الجانبية الاتجاهية من ملحق 2 :

$$E = mg\left(\overset{o}{L}_v \overset{o}{N}_r - \overset{o}{L}_r \overset{o}{N}_v \right) \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 9.21$$

إذن شرط الاستقرارية يصبح

$$L_v N_r > L_r N_v \ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 9.22$$

عادة تحقيق هذا الشرط يتم بواسطة القيم النسبية لـــ L_v و N_r . L_v و N_r هي المشتقات التي تصف الاستقرارية الاستاتية للمتحكمات الثانية في الحالة الجانبية والاتجاهية على التوالي. قيمة المشتقة L_v تتحدد من أثر الزوجية الجانبية (lateral dihedral effect) وقيمة المشتقة N_v تتحدد من أثر "ديك الريح" الاتجاهي. المعادلة 9.22 أيضا تحدد أيضا شرط الاستقرارية للنمط الحلزوني كما ذكرنا في درس 7.3.2 .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

13

مشتقات التحكم والاستقرارية الايرودينامية

Aerodynamic stability & control derivatives

في مختصر هذه الوحدة سنأخذ صيغ بسيطة لمشتقات التحكم والاستقرارية بالنسبة لمحاور الريح ، إذا لزمتنا هذه المشتقات بالنسبة لمحاور الجسم فعلينا أن نحولها إليها بالاستعانة بالطرق في ملحق 7 و 8 . جميع العلاقات التالية هي للطيران دون الصوتي.

يجب الإشارة إلى أن هذه العلاقات البسيطة نادراً ما تعطي نتائج دقيقة. من أجل علاقات أدق يجب الرجوع لمراجع أوسع.

13.2 مشتقات الاستقرارية الايرودينامية الطولانية

ملخص العلاقات في هذه الوحدة موجود في الملحق 6 . (والهدف من عدم الاكتفاء بالملحق هو الرغبة في توضيح معنى الرموز والأمور المستخدمة فيه فقط (المترجِم))

الشكل 13.1 يبين قلقلة صغيرة طولانية. حيث المحاور المعتمدة هي محاور الريح والظرف الابتدائي هو طيران مضطرد (steady) على ارتفاع ثابت بسرعة V_o ودفع t .

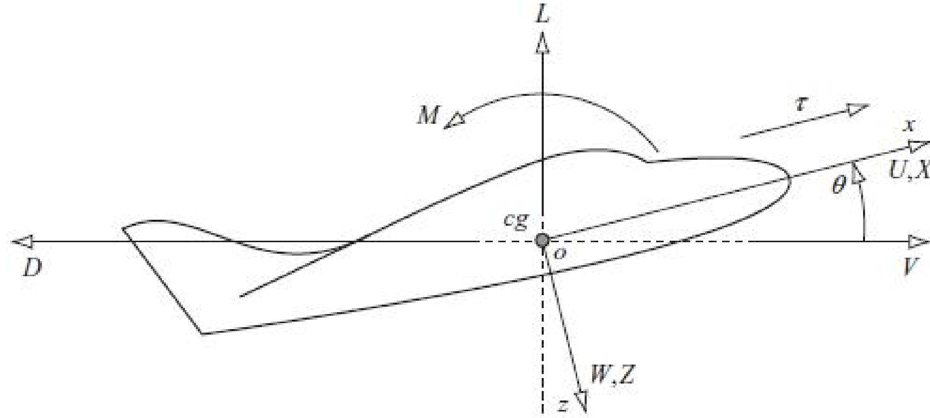


Figure 13.1 *Perturbed wind axes.*

الشكل 13.1 محاور الريح المقلقلة

عند القلقلة تصبح السرعة الكلية V ومركباتها U و W على المحاور ox و oz .

بما أننا سنستخدم محاور الريح فزاوية قلقلة الخطران q هي نفسها زاوية قلقلة السقوط a .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

a ميل منحنى الرفع

r كثافة الهواء

S مساحة الجناح

k_n هامش الاستقرارية للمتحكمات الثابتة (controls fixed static stability)

$$M_w = \frac{dC_m}{da} = \frac{dC_L}{da}\frac{dC_m}{dC_L} = a\,k_n$$

إذا قامت الطائرة بالخطران بمعدل خطران q كما في الشكل 13.2 ؛ فهذا الخطران سوف يجعل زاوية سقوط الذيل المحلية هي a_T

$$a_T \approx \frac{ql_T}{V}$$

حيث l_T هي المسافة بين cg للطائرة والمركز الايروديناميي للذيل الأفقي، انظر الشكل 13.2 الرمز السفلي T يرمز للذيل الأفقي الثابت (Tailplane)

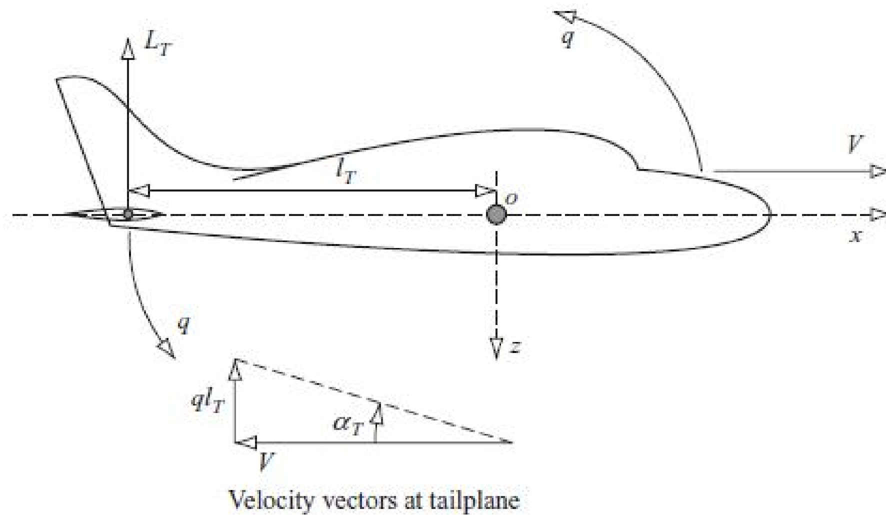


Figure 13.2 *Tailplane incidence due to pitch rate.*

الشكل 13.2 زاوية سقوط الذيل الأفقي بفعل معدل الخطران

C_{D_T} هو معامل مقاومة الذيل الأفقي.

$\bar{V}_T$ يسمى نسبة حجم الذيل الأفقي tail Volume ratio ، ويُعرّف كالتالي

$$\bar{V}_T = \frac{S_T l_T}{S\bar{\bar{c}}}$$

a_1 ميل منحنى الرفع للذيل الأفقي

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$a_1 = \frac{\partial C_{L_T}}{\partial a}$$

وجود الجناح يؤثر على اتجاه الريح الساقط على الذيل بظاهرة تسمى الاجتراف السفلي (downwash) ، وهذا الاجتراف السفلي (او انحراف الريح) سيغير زاوية السقوط للذيل بقيمة e (وتسمى زاوية الانجتراف السفلي). أنظر الشكل 13.3 . وزاوية سقوط الذيل تصبح :

$$a_T(t) = a_e + h_T - e(t)$$

حيث a_e هو زاوية سقوط الجناح في حالة الاتزان، h_T هي الزاوية الثابتة للذيل (للجزء الثابت)، و e هي زاوية الاجتراف السفلي عند الذيل.

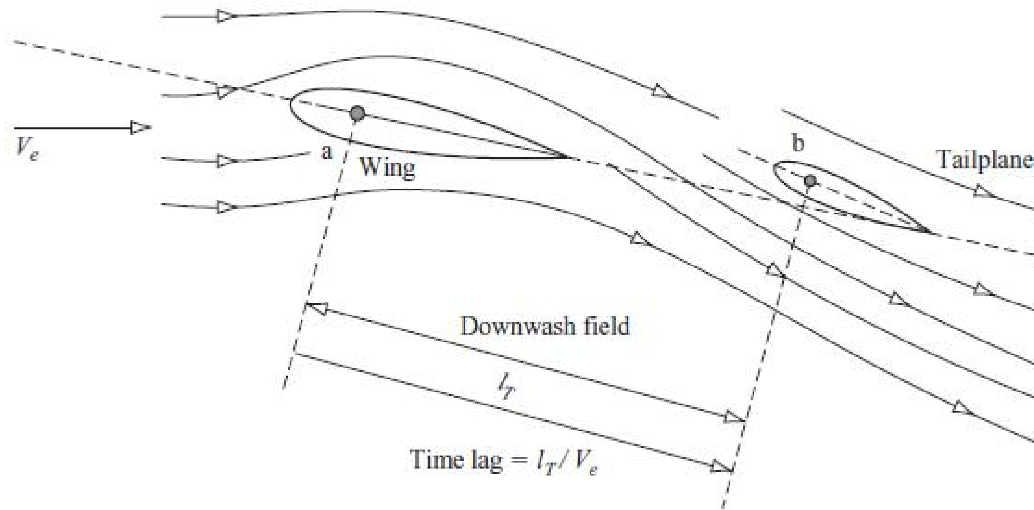


Figure 13.3 *A typical downwash field.*

الشكل 13.3

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

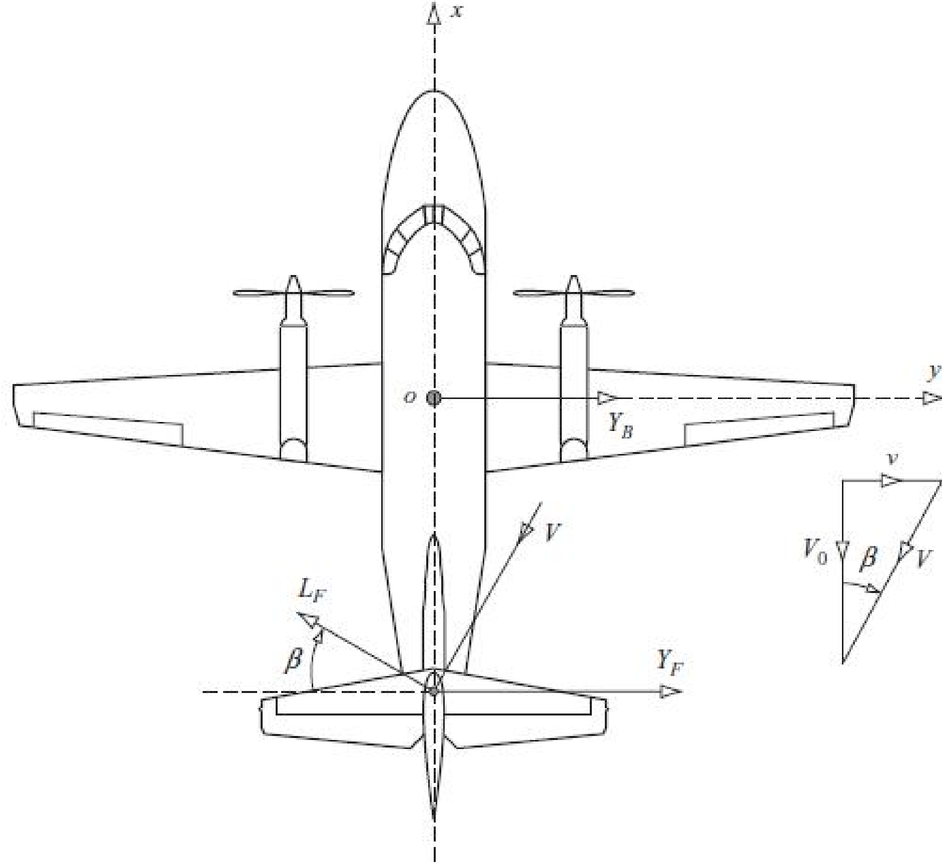


Figure 13.4 *Side force generation in a sideslip.*

الشكل 13.4 الانزلاق الجانبي

S_B مساحة مسقط المساحة الجانبية لجسم الطائرة (fuselage)

b زاوية الانزلاق الجانبي

y_B معامل عديم الوحدة (يصف القوة الجانبية على جسم الطائرة)

S_F مساحة الزعنفة (fin) (الذيل العمودي).

a_{1F} ميل منحنى الرفع للذيل العمودي

Γ زاوية الزوجية (أنظر الشكل 3.15)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

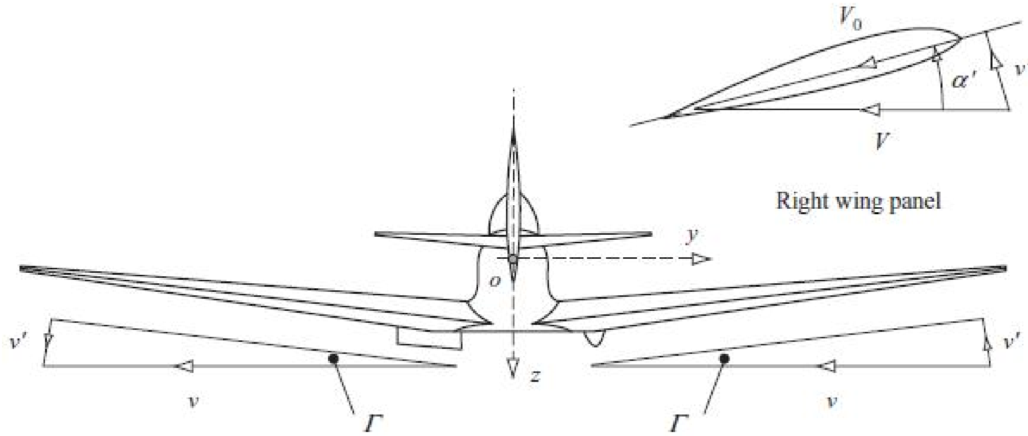


Figure 13.5 *Incidence due to sideslip on a wing with dihedral.*

الشكل 13.5

c_y طول وتر الجناح على المسافة y (انظر الشكل 13.6)

s نصف طول باع الجناح $(s = b/2)$ (أنظر الشكل 13.6)

$L_{v(dihedral)} = \frac{-1}{Ss}\int_0^s c_y a_y \Gamma_y dy$ (أنظر الشكل 13.6)

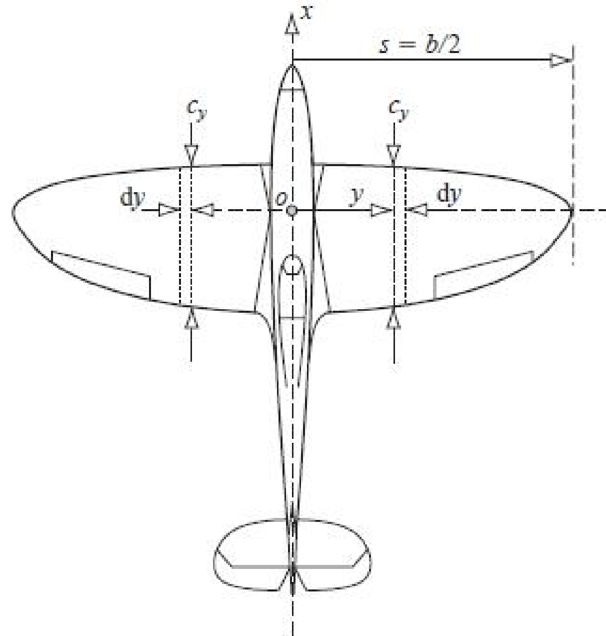


Figure 13.6 *A chordwise strip element on the right wing panel.*

الشكل 13.6

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$\Lambda_{1/4}$ زاوية الامتداد لخط ربع الوتر (أنظر الشكل 13.7)

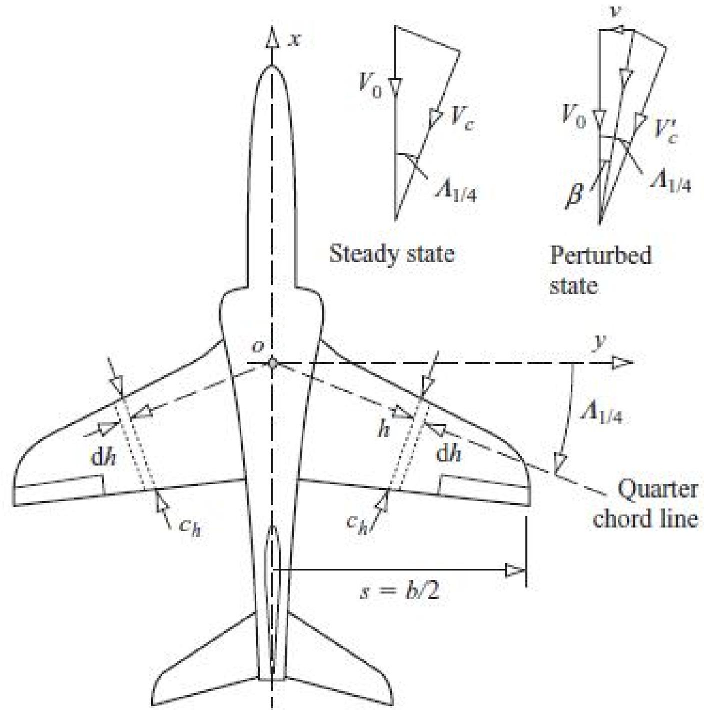


Figure 13.7 *A swept wing in sideslip.*

الشكل 13.7

وجود الجناح فوق الطائرة يساهم في أثر الزوجية (dihedral) (يساهم في الاستقرارية)، (أنظر الشكل 3.18)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

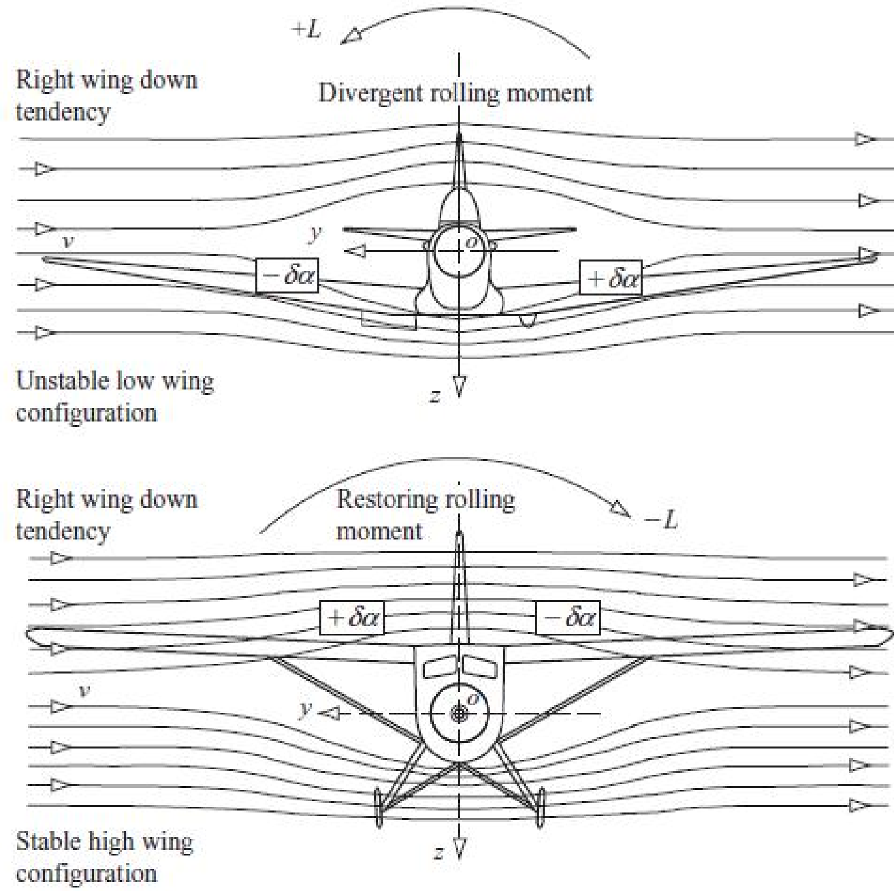


Figure 13.8 *Lateral cross flow in a sideslip.*

الشكل 13.8

h_F المسافة بين محور العطوف و المركز الايروديناميي للزعنفة (fin) (الذيل العمودي).

$\bar{V}_F$ يسمى نسبة حجم الزعنفة Fin Volume ratio ، ويُعرّف كالتالي

$$\bar{V}_F = \frac{S_F l_F}{S\,b}$$

l_F مبينة في الشكل 13.9

b طول باع الجناح

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

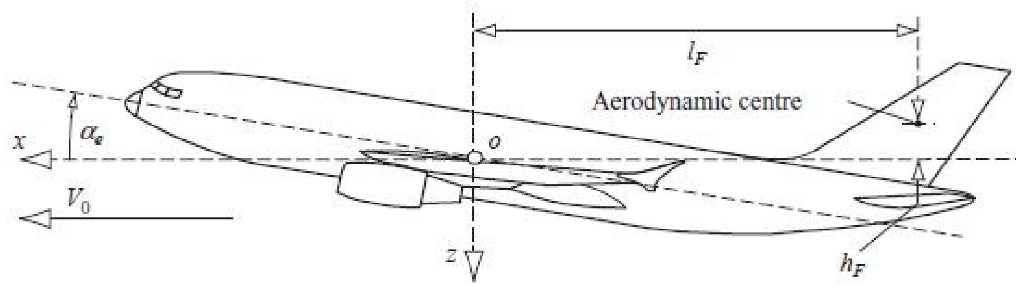


Figure 13.9 *Rolling moment due to fin lift in sideslip.*

الشكل 13.9

h مبينة في الشكل 13.10

$\frac{-1}{Sb}\int_0^{H_F} c_h a_h h dh$ (أنظر الشكل 13.10)

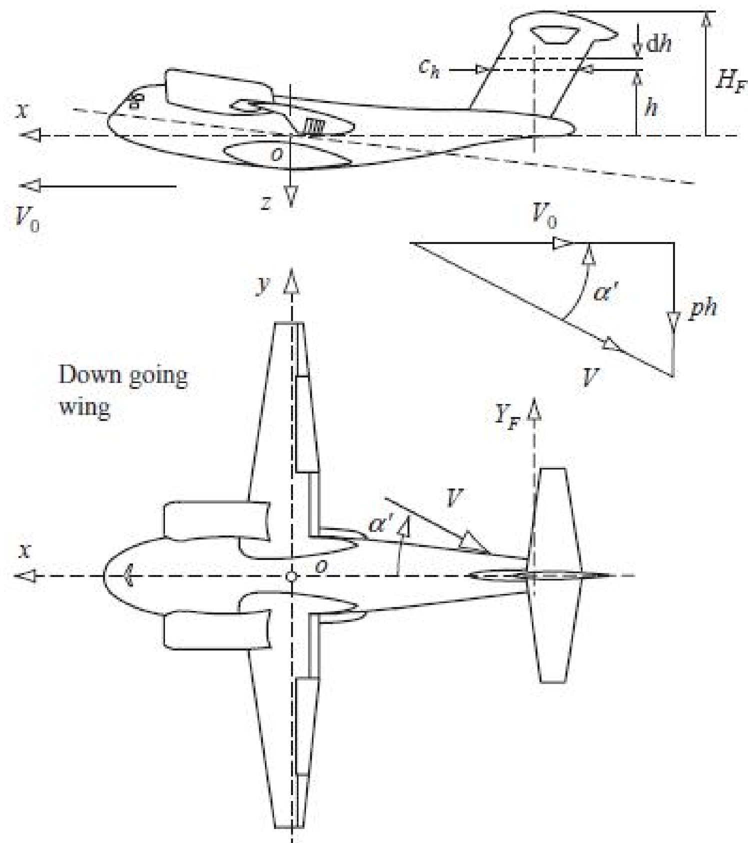


Figure 13.10 *Fin side force generation in rolling flight.*

الشكل 13.10

$L_p = \frac{-1}{2Ss^2}\int_0^{s} c_y\left(a_y + C_D\right)y^2 dy$ (أنظر الشكل 13.11)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

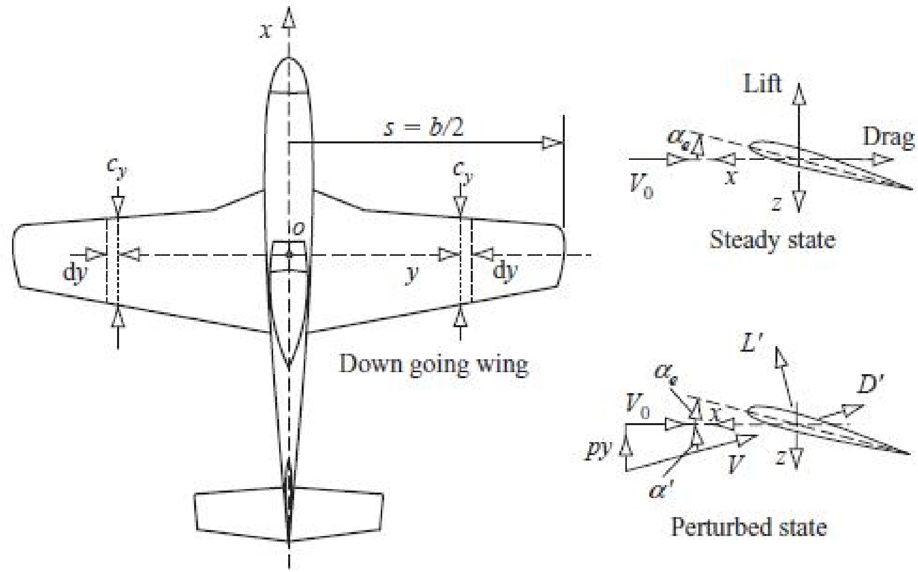


Figure 13.11 *Wing incidence in rolling flight.*

الشكل 13.11

معامل رفع الذيل هو عادة

$$C_{L_T} = a_0 + a_1 a_T + a_2 h$$

حيث a_1 ميل منحنى الرفع للذيل الأفقي (tailplane)

a_2 ميل منحنى الرفع بالنسبة لزاوية الرافع h

معامل المقاومة للذيل يكتب

$$C_{D_T} = C_{D_{oT}} + k_T C_{L_T}^2$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 1

تعريف مشتقات الاستقرارية والتحكم الايروديناميكية

ملاحظات:

(i) المشتقات الموجودة في الجدول A1.5 إلى A1.8 كلها بالنسبة لمحاور الجسم، و $U_e = V_0 \cos q_e$ و $W_e = V_0 \sin q_e$. في الحالة الخاصة التي تكون فيها المشتقات بالنسبة لمحاور الريح $q_e = 0$ ويمكن اجراء التبسيطات التالية $U_e = V_0$ و $W_e = 0$ و $\cos q_e = 1$ و $\sin q_e = 0$

(iii) في الجدول A1.5 إلى A1.8 الكتلة وعزم القصور الذاتي المُوَحَّدات تعرف كالتالي:

$$m' = \frac{m}{\frac{1}{2}\rho V_0 S}$$

$$I'_x = \frac{I_x}{\frac{1}{2}\rho V_0 S b}$$

$$I'_y = \frac{I_y}{\frac{1}{2}\rho V_0 S \bar{\bar{c}}}$$

$$I'_z = \frac{I_z}{\frac{1}{2}\rho V_0 S b}$$

$$I'_{xz} = \frac{I_{xz}}{\frac{1}{2}\rho V_0 S b}$$

الجدول A1.1 مشتقات الاستقرارية الايروديناميكية الطولانية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A1.1 *Longitudinal aerodynamic stability derivatives*

Dimensionless لابعدي	Multiplier معامل الضرب	Dimensional بعدي
X_u	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$\mathring{X}_u$
X_w	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$\mathring{X}_w$
$X_{\dot{w}}$	$\frac{1}{2}\rho S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{X}_{\dot{w}}$
X_q	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{X}_q$
Z_u	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$\mathring{Z}_u$
Z_w	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$\mathring{Z}_w$
$Z_{\dot{w}}$	$\frac{1}{2}\rho S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{Z}_{\dot{w}}$
Z_q	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{Z}_q$
M_u	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{M}_u$
M_w	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\overline{\overline{c}}$	$\mathring{M}_w$
$M_{\dot{w}}$	$\frac{1}{2}\rho S\overline{\overline{c}}^2$	$\mathring{M}_{\dot{w}}$
M_q	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\overline{\overline{c}}^2$	$\mathring{M}_q$

الجدول A1.2 مشتقات التحكم الطولانية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A1.2 *Longitudinal control derivatives*

Dimensionless لابعدي	Multiplier معامل الضرب	Dimensional بعدي
X_η	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S$	$\mathring{X}_\eta$
Z_η	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S$	$\mathring{Z}_\eta$
M_η	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S\bar{\bar{c}}$	$\mathring{M}_\eta$
X_τ	1	$\mathring{X}_\tau$
Z_τ	1	$\mathring{Z}_\tau$
M_τ	$\bar{\bar{c}}$	$\mathring{M}_\tau$
M_w	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\bar{\bar{c}}$	$\mathring{M}_w$
M_q	$\frac{1}{2}\rho V_0 S\bar{\bar{c}}^2$	$\mathring{M}_q$

الجدول A1.3 مشتقات الاستقرارية الايروديناميكية الجانبية

Table A1.3 *Lateral aerodynamic stability derivatives*

Dimensionless لابعدي	Multiplier معامل الضرب	Dimensional بعدي
Y_v	$\frac{1}{2}\rho V_0 S$	$\mathring{Y}_v$
Y_p	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb$	$\mathring{Y}_p$
Y_r	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb$	$\mathring{Y}_r$
L_v	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb$	$\mathring{L}_v$
L_p	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb^2$	$\mathring{L}_p$
L_r	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb^2$	$\mathring{L}_r$
N_v	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb$	$\mathring{N}_v$
N_p	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb^2$	$\mathring{N}_p$
N_r	$\frac{1}{2}\rho V_0 Sb^2$	$\mathring{N}_r$

الجدول A1.4 مشتقات التحكم الجانبية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A1.4 *Lateral aerodynamic control derivatives*

Dimensionless لابعدي	*Multiplier* معامل الضرب	*Dimensional* بعدي
Y_ξ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S$	$\overset{\circ}{Y}_\xi$
L_ξ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 Sb$	$\overset{\circ}{L}_\xi$
N_ξ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 Sb$	$\overset{\circ}{N}_\xi$
Y_ζ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 S$	$\overset{\circ}{Y}_\zeta$
L_ζ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 Sb$	$\overset{\circ}{L}_\zeta$
N_ζ	$\frac{1}{2}\rho V_0^2 Sb$	$\overset{\circ}{N}_\zeta$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الجدول A1.5 المشتقات الموجزة (concise) للاستقرارية الايروديناميكية الطولانية

Table A1.5 *Concise longitudinal aerodynamic stability derivatives*

Concise derivative مشتقة موجزة	*Equivalent expressions in terms of dimensional derivatives* صيغة مكافئة بدلالة المشتقات اللابعدية	*Equivalent expressions in terms of dimensionless derivatives* صيغة مكافئة دلالة المشتقات البعدية
x_u	$\frac{\mathring{X}_u}{m}+\frac{\mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{Z}_u}{m\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{X_u}{m'}+\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}X_{\dot{w}}Z_u}{m'\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
z_u	$\frac{\mathring{Z}_u}{m-\mathring{Z}_{\dot{w}}}$	$\frac{Z_u}{m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}}$
m_u	$\frac{\mathring{M}_u}{I_y}+\frac{\mathring{Z}_u\mathring{M}_{\dot{w}}}{I_y\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{M_u}{I'_y}+\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}M_{\dot{w}}Z_u}{I'_y\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
x_w	$\frac{\mathring{X}_w}{m}+\frac{\mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{Z}_w}{m\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{X_w}{m'}+\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}X_{\dot{w}}Z_w}{m'\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
z_w	$\frac{\mathring{Z}_w}{m-\mathring{Z}_{\dot{w}}}$	$\frac{Z_w}{m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}}$
m_w	$\frac{\mathring{M}_w}{I_y}+\frac{\mathring{Z}_w\mathring{M}_{\dot{w}}}{I_y\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{M_w}{I'_y}+\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}M_{\dot{w}}Z_w}{I'_y\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
x_q	$\frac{\left(\mathring{X}_q-mW_e\right)}{m}+\frac{\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)\mathring{X}_{\dot{w}}}{m\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{\bar{\bar{c}}X_q-m'W_e}{m'}+\frac{\left(\bar{\bar{c}}Z_q+m'U_e\right)\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}X_{\dot{w}}}{m'\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
z_q	$\frac{\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)}{m-\mathring{Z}_{\dot{w}}}$	$\frac{\bar{\bar{c}}Z_q+m'U_e}{m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}}$
m_q	$\frac{\mathring{M}_q}{I_y}+\frac{\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)\mathring{M}_{\dot{w}}}{I_y\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{\bar{\bar{c}}M_q}{I'_y}+\frac{\left(\bar{\bar{c}}Z_q+m'U_e\right)\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}M_{\dot{w}}}{I'_y\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$
x_θ	$-g\cos\theta_e-\frac{\mathring{X}_{\dot{w}}g\sin\theta_e}{m-\mathring{Z}_{\dot{w}}}$	$-g\cos\theta_e-\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}X_{\dot{w}}g\sin\theta_e}{m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}}$
z_θ	$-\frac{mg\sin\theta_e}{m-\mathring{Z}_{\dot{w}}}$	$-\frac{m'g\sin\theta_e}{m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}\mathring{Z}_{\dot{w}}}$
m_θ	$-\frac{\mathring{M}_{\dot{w}}mg\sin\theta_e}{I_y\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$-\frac{\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}M_{\dot{w}}m'g\sin\theta_e}{I'_y\left(m'-\frac{\bar{\bar{c}}}{V_0}Z_{\dot{w}}\right)}$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الجدول A1.6 المشتقات الموجزة للمتحكمات الطولانية

Table A1.6 *Concise longitudinal control derivatives*

Concise derivative مشتقة موجزة	*Equivalent expressions in terms of dimensional derivatives* صيغة مكافئة بدلالة المشتقات اللابعدية	*Equivalent expressions in terms of dimensionless derivatives* صيغة مكافئة دلالة المشتقات البعدية
x_η	$\frac{\overset{\circ}{X}_\eta}{m} + \frac{\overset{\circ}{X}_{\dot{w}}\overset{\circ}{Z}_\eta}{m\left(m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{V_0 X_\eta}{m'} + \frac{\frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} X_{\dot{w}} Z_\eta}{m'\left(m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}\right)}$
z_η	$\frac{\overset{\circ}{Z}_\eta}{m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}}$	$\frac{V_0 Z_\eta}{m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}}$
m_η	$\frac{\overset{\circ}{M}_\eta}{I_y} + \frac{\overset{\circ}{M}_{\dot{w}}\overset{\circ}{Z}_\eta}{I_y\left(m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{V_0 M_\eta}{I'_y} + \frac{\overline{\overline{c}} M_{\dot{w}} Z_\eta}{I'_y\left(m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}\right)}$
x_τ	$\frac{\overset{\circ}{X}_\tau}{m} + \frac{\overset{\circ}{X}_{\dot{w}}\overset{\circ}{Z}_\tau}{m\left(m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{V_0 X_\tau}{m'} + \frac{\frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} X_{\dot{w}} Z_\tau}{m'\left(m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}\right)}$
z_τ	$\frac{\overset{\circ}{Z}_\tau}{m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}}$	$\frac{V_0 Z_\tau}{m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}}$
m_τ	$\frac{\overset{\circ}{M}_\tau}{I_y} + \frac{\overset{\circ}{M}_{\dot{w}}\overset{\circ}{Z}_\tau}{I_y\left(m - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}}\right)}$	$\frac{V_0 M_\tau}{I'_y} + \frac{\overline{\overline{c}} M_{\dot{w}} Z_\tau}{I'_y\left(m' - \frac{\overline{\overline{c}}}{V_0} Z_{\dot{w}}\right)}$

الجدول A1.7 المشتقات الموجزة للاستقرارية الايروديناميكية الجانبية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A1.7 *Concise lateral aerodynamic stability derivatives*

Concise derivative مشتقة موجزة	*Equivalent expressions in terms of dimensional derivatives* صيغة مكافئة بدلالة المشتقات اللابعدية	*Equivalent expressions in terms of dimensionless derivatives* صيغة مكافئة دلالة المشتقات البعدية
y_v	$\dfrac{\mathring{Y}_v}{m}$	$\dfrac{Y_v}{m'}$
y_p	$\dfrac{\mathring{Y}_p + mW_e}{m}$	$\dfrac{(bY_p + m'W_e)}{m'}$
y_r	$\dfrac{\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right)}{m}$	$\dfrac{(bY_r - m'U_e)}{m'}$
y_ϕ	$g\cos\theta_e$	$g\cos\theta_e$
y_ψ	$g\sin\theta_e$	$g\sin\theta_e$
l_v	$\dfrac{\left(I_z\mathring{L}_v + I_{xz}\mathring{N}_v\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_zL_v + I'_{xz}N_v)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
l_p	$\dfrac{\left(I_z\mathring{L}_p + I_{xz}\mathring{N}_p\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_zL_p + I'_{xz}N_p)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
l_r	$\dfrac{\left(I_z\mathring{L}_r + I_{xz}\mathring{N}_r\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_zL_r + I'_{xz}N_r)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
l_ϕ	0	0
l_ψ	0	0
n_v	$\dfrac{\left(I_x\mathring{N}_v + I_{xz}\mathring{L}_v\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_xN_v + I'_{xz}L_v)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
n_p	$\dfrac{\left(I_x\mathring{N}_p + I_{xz}\mathring{L}_p\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_xN_p + I'_{xz}L_p)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
n_r	$\dfrac{\left(I_x\mathring{N}_r + I_{xz}\mathring{L}_r\right)}{(I_xI_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{(I'_xN_r + I'_{xz}L_r)}{(I'_xI'_z - I'^2_{xz})}$
n_ϕ	0	0
n_ψ	0	0

الجدول A1.8 المشتقات الموجزة للمتحكمات الجانبية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A1.8 *Concise lateral control derivatives*

Concise derivative	*Equivalent expressions in terms of dimensional derivatives*	*Equivalent expressions in terms of dimensionless derivatives*
مشتقة موجزة	صيغة مكافئة بدلالة المشتقات اللابعدية	صيغة مكافئة دلالة المشتقات البعدية
y_ξ	$\dfrac{\overset{\circ}{Y}_\xi}{m}$	$\dfrac{V_0 Y_\xi}{m'}$
l_ξ	$\dfrac{\left(I_z\overset{\circ}{L}_\xi + I_{xz}\overset{\circ}{N}_\xi\right)}{(I_x I_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{V_0(I'_z L_\xi + I'_{xz} N_\xi)}{(I'_x I'_z - I'^2_{xz})}$
n_ξ	$\dfrac{\left(I_x\overset{\circ}{N}_\xi + I_{xz}\overset{\circ}{L}_\xi\right)}{(I_x I_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{V_0(I'_x N_\xi + I'_{xz} L_\xi)}{(I'_x I'_z - I'^2_{xz})}$
y_ζ	$\dfrac{\overset{\circ}{Y}_\zeta}{m}$	$\dfrac{V_0 Y_\zeta}{m'}$
l_ζ	$\dfrac{\left(I_z\overset{\circ}{L}_\zeta + I_{xz}\overset{\circ}{N}_\zeta\right)}{(I_x I_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{V_0(I'_z L_\zeta + I'_{xz} L_\zeta)}{(I'_x I'_z - I'^2_{xz})}$
n_ζ	$\dfrac{\left(I_x\overset{\circ}{N}_\zeta + I_{xz}\overset{\circ}{L}_\zeta\right)}{(I_x I_z - I_{xz}^2)}$	$\dfrac{V_0(I'_z N_\zeta + I'_{xz} L_\zeta)}{(I'_x I'_z - I'^2_{xz})}$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 2

اقترانات التحويل للطائرات بالنسبة لمحاور الجسم (body axes)

1. اقترانات التحويل الطولانية بدلالة المشتقات البعدية

متعددات الحدود التالية للبسط تصف الاستجابة للرافع h . للحصول على متعددات الحدود للبسط التي تصف الاستجابة للدفع t فكل ما علينا فعله هو استبدال الرمز السفلي h بـــ t (مثلا $\mathring{M}_t$ بدل $\mathring{M}_h$)

Common denominator polynomial $\Delta(s) = as^4 + bs^3 + cs^2 + ds + e$

$$a \quad mI_y\left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)$$

$$b \quad I_y\left(\mathring{X}_u\mathring{Z}_{\dot{w}} - \mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{Z}_u\right) - mI_y\left(\mathring{X}_u + \mathring{Z}_w\right) - mM_w\left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) - m\mathring{M}_q\left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)$$

$$\begin{aligned} c \quad & +I_y\left(\mathring{X}_u\mathring{Z}_w - \mathring{X}_w\mathring{Z}_u\right) + \left(\mathring{X}_u\mathring{M}_{\dot{w}} - \mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{M}_u\right)\left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) \\ & +\mathring{Z}_u\left(\mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{M}_q - \mathring{X}_q\mathring{M}_{\dot{w}}\right) + \left(\mathring{X}_u\mathring{M}_q - \mathring{X}_q\mathring{M}_u\right)\left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right) \\ & +m\left(\mathring{M}_q\mathring{Z}_w - \mathring{M}_w\mathring{Z}_q\right) + mW_e\left(\mathring{M}_{\dot{w}}\mathring{Z}_u - \mathring{M}_u\mathring{Z}_{\dot{w}}\right) \\ & +m^2\left(\mathring{M}_{\dot{w}}\, g \sin\theta_e + W_e\mathring{M}_u - U_e\mathring{M}_w\right) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} d \quad & \left(\mathring{X}_u\mathring{M}_w - \mathring{X}_w\mathring{M}_u\right)\left(\mathring{Z}_q + mU_e\right) + \left(\mathring{M}_u\mathring{Z}_w - \mathring{M}_w\mathring{Z}_u\right)\left(\mathring{X}_q - mW_e\right) \\ & +\mathring{M}_q\left(\mathring{X}_w\mathring{Z}_u - \mathring{X}_u\mathring{Z}_w\right) + mg\cos\theta_e\left(\mathring{M}_{\dot{w}}\mathring{Z}_u + \mathring{M}_u\left(m - \mathring{Z}_{\dot{w}}\right)\right) \\ & +mg\sin\theta_e\left(\mathring{X}_{\dot{w}}\mathring{M}_u - \mathring{X}_u\mathring{M}_{\dot{w}} + m\mathring{M}_w\right) \end{aligned}$$

$$e \quad mg\sin\theta_e\left(\mathring{X}_w\mathring{M}_u - \mathring{X}_u\mathring{M}_w\right) + mg\cos\theta_e\left(\mathring{M}_w\mathring{Z}_u - \mathring{M}_u\mathring{Z}_w\right)$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Numerator polynomial $N_\eta^u(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	$I_y\left(\mathring{X}_{\dot w}\mathring{Z}_\eta + \mathring{X}_\eta(m-\mathring{Z}_{\dot w})\right)$
b	$\mathring{X}_\eta\left(-I_y\mathring{Z}_w - M_{\dot w}(\mathring{Z}_q+mU_e) - \mathring{M}_q(m-\mathring{Z}_{\dot w})\right) + \mathring{Z}_\eta\left(I_y\mathring{X}_w - \mathring{X}_{\dot w}\mathring{M}_q + \mathring{M}_{\dot w}\left(\mathring{X}_q - mW_e\right)\right) + \mathring{M}_\eta\left(\left(\mathring{X}_q-mW_e\right)\left(m-\mathring{Z}_{\dot w}\right)+\mathring{X}_{\dot w}\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)\right)$
c	$\mathring{X}_\eta\left(\mathring{Z}_w\mathring{M}_q - \mathring{M}_w\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)+mg\sin\theta_e\mathring{M}_{\dot w}\right) + \mathring{Z}_\eta\left(\mathring{M}_w\left(\mathring{X}_q-mW_e\right)-\mathring{X}_w\mathring{M}_q - mg\cos\theta_e\mathring{M}_{\dot w}\right) + \mathring{M}_\eta\left(\mathring{X}_w\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right) - \mathring{Z}_w\left(\mathring{X}_q-mW_e\right) - mg\cos\theta_e\left(m-\mathring{Z}_{\dot w}\right) - mg\sin\theta_e\mathring{X}_{\dot w}\right)$
d	$\mathring{X}_\eta\mathring{M}_w mg\sin\theta_e - \mathring{Z}_\eta\mathring{M}_w mg\cos\theta_e + \mathring{M}_\eta\left(\mathring{Z}_w mg\cos\theta_e - \mathring{X}_w mg\sin\theta_e\right)$

Numerator polynomial $N_\eta^w(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	$mI_y\mathring{Z}_\eta$
b	$I_y\mathring{X}_\eta\mathring{Z}_u - \mathring{Z}_\eta\left(I_y\mathring{X}_u + m\mathring{M}_q\right) + m\mathring{M}_\eta\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)$
c	$\mathring{X}_\eta\left(\mathring{M}_u\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)-\mathring{Z}_u\mathring{M}_q\right)+\mathring{Z}_\eta\left(\mathring{X}_u\mathring{M}_q-\mathring{M}_u\left(\mathring{X}_q-mW_e\right)\right) + \mathring{M}_\eta\left(\mathring{Z}_u\left(\mathring{X}_q-mW_e\right)-\mathring{X}_u\left(\mathring{Z}_q+mU_e\right)-m^2g\sin\theta_e\right)$
d	$-\mathring{X}_\eta\mathring{M}_u mg\sin\theta_e + \mathring{Z}_\eta\mathring{M}_u mg\cos\theta_e + \mathring{M}_\eta\left(\mathring{X}_u\, mg\sin\theta_e - \mathring{Z}_u\, mg\cos\theta_e\right)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Numerator polynomials $N_\eta^q(s)=s(as^2+bs+c)$ and $N_\eta^\theta(s)=as^2+bs+c$	
a	$m\mathring{Z}_\eta \mathring{M}_{\dot{w}} + m\mathring{M}_\eta \left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)$
b	$\mathring{X}_\eta \left(\mathring{Z}_u\mathring{M}_{\dot{w}}+\mathring{M}_u\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right)\right) + \mathring{Z}_\eta \left(m\mathring{M}_w - \mathring{X}_u\mathring{M}_{\dot{w}} + \mathring{M}_u\mathring{X}_{\dot{w}}\right)$ $+ \mathring{M}_\eta \left(-\mathring{X}_u\left(m-\mathring{Z}_{\dot{w}}\right) - \mathring{Z}_u\mathring{X}_{\dot{w}} - m\mathring{Z}_w\right)$
c	$\mathring{X}_\eta \left(\mathring{Z}_u\mathring{M}_w - \mathring{M}_u\mathring{Z}_w\right) + \mathring{Z}_\eta \left(\mathring{X}_w\mathring{M}_u - \mathring{M}_w\mathring{X}_u\right)$ $+ \mathring{M}_\eta \left(\mathring{X}_u\mathring{Z}_w - \mathring{Z}_u\mathring{X}_w\right)$

2. اقترانات التحويل الجانبية-الاتجاهية بدلالة المشتقات البعدية

متعددات الحدود التالية للبسط تصف الاستجابة للجنيح x . للحصول على متعددات الحدود للبسط التي تصف الاستجابة للدفة z فكل ما علينا فعله هو استبدال الرمز السفلي x بــ z (مثلا $\mathring{N}_z$ بدل $\mathring{N}_x$)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Denominator polynomial $\Delta(s) = s(as^4 + bs^3 + cs^2 + ds + e)$	
a	$m(I_xI_z - I_{xz}^2)$
b	$-\mathring{Y}_v\left(I_xI_z - I_{xz}^2\right) - m\left(I_x\mathring{N}_r + I_{xz}\mathring{L}_r\right) - m\left(I_z\mathring{L}_p + I_{xz}\mathring{N}_p\right)$
c	$\mathring{Y}_v\left(I_x\mathring{N}_r + I_{xz}\mathring{L}_r\right) + \mathring{Y}_v\left(I_z\mathring{L}_p + I_{xz}\mathring{N}_p\right) - \left(\mathring{Y}_p + mW_e\right)\left(I_z\mathring{L}_v + I_{xz}\mathring{N}_v\right) - \left(\mathring{Y}_r - mU_e\right)\left(I_x\mathring{N}_v + I_{xz}\mathring{L}_v\right) + m\left(\mathring{L}_p\mathring{N}_r - \mathring{L}_r\mathring{N}_p\right)$
d	$\mathring{Y}_v\left(\mathring{L}_r\mathring{N}_p - \mathring{L}_p\mathring{N}_r\right) + \left(\mathring{Y}_p + mW_e\right)\left(\mathring{L}_v\mathring{N}_r - \mathring{L}_r\mathring{N}_v\right) + \left(\mathring{Y}_r - mU_e\right)\left(\mathring{L}_p\mathring{N}_v - \mathring{L}_v\mathring{N}_p\right) - mg\cos\theta_e\left(I_z\mathring{L}_v + I_{xz}\mathring{N}_v\right) - mg\sin\theta_e\left(I_x\mathring{N}_v + I_{xz}\mathring{L}_v\right)$
e	$mg\cos\theta_e\left(\mathring{L}_v\mathring{N}_r - \mathring{L}_r\mathring{N}_v\right) + mg\sin\theta_e\left(\mathring{L}_p\mathring{N}_v - \mathring{L}_v\mathring{N}_p\right)$

Numerator polynomial $N_\xi^v(s) = s(as^3 + bs^2 + cs + d)$	
a	$\mathring{Y}_\xi(I_xI_z - I_{xz}^2)$
b	$\mathring{Y}_\xi\left(-I_x\mathring{N}_r - I_z\mathring{L}_p - I_{xz}(\mathring{L}_r + \mathring{N}_p)\right) + \mathring{L}_\xi\left(I_z\left(\mathring{Y}_p + mW_e\right) + I_{xz}\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right)\right) + \mathring{N}_\xi\left(I_x\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right) + I_{xz}\left(\mathring{Y}_p + mW_e\right)\right)$
c	$\mathring{Y}_\xi\left(\mathring{L}_p\mathring{N}_r - \mathring{L}_r\mathring{N}_p\right) + \mathring{L}_\xi\left(\mathring{N}_p\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right) - \mathring{N}_r\left(\mathring{Y}_p + mW_e\right) + mg\,(I_z\cos\theta_e + I_{xz}\sin\theta_e)\right) + \mathring{N}_\xi\left(\mathring{L}_r\left(\mathring{Y}_p + mW_e\right) - \mathring{L}_p\left(\mathring{Y}_r - mU_e\right) + mg\,(I_x\sin\theta_e + I_{xz}\cos\theta_e)\right)$
d	$\mathring{L}_\xi\left(\mathring{N}_p mg\sin\theta_e - \mathring{N}_r mg\cos\theta_e\right) + \mathring{N}_\xi\left(\mathring{L}_r mg\cos\theta_e - \mathring{L}_p mg\sin\theta_e\right)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Numerator polynomials $N_{\xi}^{p}(s)=s(as^3+bs^2+cs+d)$ and $N_{\xi}^{\phi}(s)=as^3+bs^2+cs+d$	
a	$m\left(I_z\mathring{L}_{\xi}+I_{xz}\mathring{N}_{\xi}\right)$
b	$\mathring{Y}_{\xi}\left(I_z\mathring{L}_v+I_{xz}\mathring{N}_v\right)+\mathring{L}_{\xi}\left(-I_z\mathring{Y}_v-m\mathring{N}_r\right)+\mathring{N}_{\xi}\left(m\mathring{L}_r-I_{xz}\mathring{Y}_v\right)$
c	$\mathring{Y}_{\xi}\left(\mathring{L}_r\mathring{N}_v-\mathring{L}_v\mathring{N}_r\right)+\mathring{L}_{\xi}\left(\mathring{N}_r\mathring{Y}_v-\mathring{N}_v\mathring{Y}_r+mU_e\mathring{N}_v\right)$ $+\mathring{N}_{\xi}\left(\mathring{L}_v\mathring{Y}_r-\mathring{L}_r\mathring{Y}_v-mU_e\mathring{L}_v\right)$
d	$mg\sin\theta_e\left(\mathring{L}_v\mathring{N}_{\xi}-\mathring{L}_{\xi}\mathring{N}_v\right)$

Numerator polynomials $N_{\xi}^{r}(s)=s(as^3+bs^2+cs+d)$ and $N_{\xi}^{\psi}(s)=as^3+bs^2+cs+d$	
a	$m\left(I_x\mathring{N}_{\xi}+I_{xz}\mathring{L}_{\xi}\right)$
b	$\mathring{Y}_{\xi}\left(I_x\mathring{N}_v+I_{xz}\mathring{L}_v\right)+\mathring{L}_{\xi}\left(m\mathring{N}_p-I_{xz}\mathring{Y}_v\right)-\mathring{N}_{\xi}\left(I_x\mathring{Y}_v+m\mathring{L}_p\right)$
c	$\mathring{Y}_{\xi}\left(\mathring{L}_v\mathring{N}_p-\mathring{L}_p\mathring{N}_v\right)+\mathring{L}_{\xi}\left(\mathring{N}_v\mathring{Y}_p-\mathring{N}_p\mathring{Y}_v+mW_e\mathring{N}_v\right)$ $+\mathring{N}_{\xi}\left(\mathring{L}_p\mathring{Y}_v-\mathring{L}_v\mathring{Y}_p-mW_e\mathring{L}_v\right)$
d	$mg\cos\theta_e\left(\mathring{L}_{\xi}\mathring{N}_v-\mathring{L}_v\mathring{N}_{\xi}\right)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

3. اقترانات التحويل الطولانية بدلالة المشتقات الموجزة

متعددات الحدود التالية للبسط تصف الاستجابة للرافع h . للحصول على متعددات الحدود للبسط التي تصف الاستجابة للدفع t فكل ما علينا فعله هو استبدال الرمز السفلي h بـــ t (مثلا m_t بدل m_h)

Common denominator polynomial $\Delta(s) = as^4 + bs^3 + cs^2 + ds + e$	
a	1
b	$-(m_q + x_u + z_w)$
c	$(m_q z_w - m_w z_q) + (m_q x_u - m_u x_q) + (x_u z_w - x_w z_u) - m_\theta$
d	$(m_\theta x_u - m_u x_\theta) + (m_\theta z_w - m_w z_\theta) + m_q(x_w z_u - x_u z_w) + x_q(m_u z_w - m_w z_u) + z_q(m_w x_u - m_u x_w)$
e	$m_\theta(x_w z_u - x_u z_w) + x_\theta(m_u z_w - m_w z_u) + z_\theta(m_w x_u - m_u x_w)$

Numerator polynomial $N_\eta^u(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	x_η
b	$m_\eta x_q - x_\eta(m_q + z_w) + z_\eta x_w$
c	$m_\eta(x_w z_q - x_q z_w + x_\theta) + x_\eta(m_q z_w - m_w z_q - m_\theta) + z_\eta(m_w x_q - m_q x_w)$
d	$m_\eta(x_w z_\theta - x_\theta z_w) + x_\eta(m_\theta z_w - m_w z_\theta) + z_\eta(m_w x_\theta - m_\theta x_w)$

Numerator polynomial $N_\eta^w(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	z_η
b	$m_\eta z_q + x_\eta z_u - z_\eta(m_q + x_u)$
c	$m_\eta(x_q z_u - x_u z_q + z_\theta) + x_\eta(m_u z_q - m_q z_u) + z_\eta(m_q x_u - m_u x_q - m_\theta)$
d	$m_\eta(x_\theta z_u - x_u z_\theta) + x_\eta(m_u z_\theta - m_\theta z_u) + z_\eta(m_\theta x_u - m_u x_\theta)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Numerator polynomials $N_\eta^q(s)=s(as^2+bs+c)$ and $N_\eta^\theta(s)=as^2+bs+c$	
a	m_η
b	$-m_\eta(x_u+z_w)+x_\eta m_u+z_\eta m_w$
c	$m_\eta(x_u z_w-x_w z_u)+x_\eta(m_w z_u-m_u z_w)+z_\eta(m_u x_w-m_w x_u)$

4. اقترانات التحويل الجانبية-الاتجاهية بدلالة المشتقات الموجزة

متعددات الحدود التالية للبسط تصف الاستجابة للجنيح x . للحصول على متعددات الحدود للبسط التي تصف الاستجابة للدفة z فكل ما علينا فعله هو استبدال الرمز السفلي x بـــ z (مثلا n_z بدل n_x)

Denominator polynomial $\Delta(s)=as^5+bs^4+cs^3+ds^2+es+f$	
a	1
b	$-(l_p+n_r+y_v)$
c	$(l_p n_r-l_r n_p)+(n_r y_v-n_v y_r)+(l_p y_v-l_v y_p)-(l_\phi+n_\psi)$
d	$(l_p n_\psi-l_\psi n_p)+(l_\phi n_r-l_r n_\phi)+l_v(n_r y_p-n_p y_r-y_\phi)$ $+n_v(l_p y_r-l_r y_p-y_\psi)+y_v(l_r n_p-l_p n_r+l_\phi+n_\psi)$
e	$(l_\phi n_\psi-l_\psi n_\phi)+l_v((n_r y_\phi-n_\phi y_r)+(n_\psi y_p-n_p y_\psi))$ $+n_v((l_\phi y_r-l_r y_\phi)+(l_p y_\psi-l_\psi y_p))+y_v((l_r n_\phi-l_\phi n_r)+(l_\psi n_p-l_p n_\psi))$
f	$l_v(n_\psi y_\phi-n_\phi y_\psi)+n_v(l_\phi y_\psi-l_\psi y_\phi)+y_v(l_\psi n_\phi-l_\phi n_\psi)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Numerator polynomial $N_\xi^v(s) = as^4 + bs^4 + cs^2 + ds + e$	
a	y_ξ
b	$l_\xi y_p + n_\xi y_r - y_\xi(l_p + n_r)$
c	$l_\xi(n_p y_r - n_r y_p + y_\phi) + n_\xi(l_r y_p - l_p y_r + y_\psi) + y_\xi(l_p n_r - l_r n_p - l_\phi - n_\psi)$
d	$l_\xi(n_\phi y_r - n_r y_\phi + n_p y_\psi - n_\psi y_p) + n_\xi(l_r y_\phi - l_\phi y_r + l_\psi y_p - l_p y_\psi)$ $+ y_\xi(l_\phi n_r - l_r n_\phi + l_p n_\psi - l_\psi n_p)$
e	$l_\xi(n_\phi y_\psi - n_\psi y_\phi) + n_\xi(l_\psi y_\phi - l_\phi y_\psi) + y_\xi(l_\phi n_\psi - l_\psi n_\phi)$

Numerator polynomials $N_\xi^p(s) = s(as^3 + bs^2 + cs + d)$ and $N_\xi^\phi(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	l_ξ
b	$-l_\xi(n_r + y_v) + n_\xi l_r + y_\xi l_v$
c	$l_\xi(n_r y_v - n_v y_r - n_\psi) + n_\xi(l_v y_r - l_r y_v + l_\psi) + y_\xi(l_r n_v - l_v n_r)$
d	$l_\xi(n_\psi y_v - n_v y_\psi) + n_\xi(l_v y_\psi - l_\psi y_r) + y_\xi(l_\psi n_v - l_v n_\psi)$

Numerator polynomials $N_\xi^r(s) = s(as^3 + bs^2 + cs + d)$ and $N_\xi^\psi(s) = as^3 + bs^2 + cs + d$	
a	n_ξ
b	$l_\xi n_p - n_\xi(l_p + y_v) + y_\xi n_v$
c	$l_\xi(n_v y_p - n_p y_v + n_\phi) + n_\xi(l_p y_v - l_v y_p - l_\phi) + y_\xi(l_v n_p - l_p n_v)$
d	$l_\xi(n_v y_\phi - n_\phi y_v) + n_\xi(l_\phi y_v - l_v y_\phi) + y_\xi(l_v n_\phi - l_\phi n_v)$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 3

الوحدات والثوابت والتحويلات

الجدول A3.1 معاملات التحويل من الوحدات الـــ Imperial إلى الوحدات SI

Parameter	*Symbol*	*Imperial unit*	*Equivalent SI unit*
Mass	m	1 slug	14.594 kg
Length	l	1 ft	0.3048 m
Velocity	V	1 ft/s	0.3048 m/s
Acceleration	a	1 ft/s^2	0.3048 m/s^2
Force	F	1 lb	4.448 N
Moment	M	1 lb ft	1.356 N m
Density	ρ	1 slug/ft^3	515.383 kg/m^3
Inertia	I	1 slug ft^2	1.3558 kg m^2

الجدول A3.2 ثوابت مفيدة

Constant	*Symbol*	*Imperial units*	*SI units*
1knot	kt	1.689 ft/s	0.515 m/s
كثافة الهواء عند مستوى سطح البحر	ρ_0	0.00238 slug/ft^3	1.225 kg/m^3
سرعة الصوت عند مستوى سطح البحر	a_0	1116.44 ft/s	340.29 m/s
Radian	rad	57.3°	57.3°
تسارع الجاذبية الأرضية	g	32.17 ft/s^2	9.81 m/s^2

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 5

ديناميات لنظام خطي ثنائي الرتبة

The Dynamics Of Linear Second Order System

حل معادلات الحركة المُخطوَطَة قليلة القلقلة للطائرة يحوي بعض الحدود الكلاسيكية الموجودة في الأنمطة ثنائية الرتبة. لذا فإن من المفيد دراسة ديناميات نظام الرتبة الثانية لفهم أكثر لحل معادلات الحركة للطائرات.

لنأخذ المثال المشهور وهو نظام كتلة-زنبرك-مضائل والذي توصف حركته بالمعادلة

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = f(t) \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 1$$

حيث $x(t)$ هي ازاحة الكتلة و $f(t)$ هو اقتران القوة. الثوابت في النظام هي الكتلة m والتضاؤل c وممانعة الزنبرك k .

لنأخذ حالة عدم وجود قوة $\left(f(t)=0\right)$ ، ولنفرضنا أننا أزحنا الكتلة مسافة A ثم تركناها . المعادلة 1 ستصبح

$$m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t) = 0 \quad \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 2$$

الظروف الابتدائية هي $\dot{x}(0)=0$ و $x(0)=A$. يمكن الحصول على الاستجابة الزمانية لحركة الكتلة بحل المعادلة 2 ضمن القيود التي فرضتها الظروف الابتدائية. وهذا يتم بسهولة باستخدام تحويل لابلاس ، لذا

$$\begin{aligned} L\{m\ddot{x}(t) + c\dot{x}(t) + kx(t)\} &= m\left(s^2x(s) - sx(0) - \dot{x}(0)\right) \\ &\quad + c\left(sx(s) - x(0)\right) + kx(s) \\ &= m\left(s^2x(s) - sA\right) + c\left(sx(s) - A\right) + kx(s) = 0 \end{aligned}$$

بعد اعادة الترتيب نحصل على

$$x(s) = \frac{A(ms+c)}{\left(ms^2 + cs + k\right)} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 3$$

أو بصورة مكافئة

$$x(s) = \frac{A(s+2zw)}{\left(s^2 + 2zws + w^2\right)} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 4$$

حيث

$$2zw = \frac{c}{m}$$

$$w^2 = \frac{k}{m}$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

z نسبة التضاؤل

w التردد الطبيعي الغير متضائل

الاستجابة الزمانية $x(t)$ يمكن الحصول عليها بايجاد معكوس تحتويل لابلاس للمعادلة 4 (التفاصيل في الكتاب الأصلي لمن أراد). المعادلة المميزة للنظام نحصل عليها بمساواة مقام المعادلة 3 أو 4 بالصفر :

$$ms^2 + cs + k = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 6$$

أو بصورة مكافئة

$$s^2 + 2zws + w^2 = 0 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots 7$$

$$x(t) = \frac{Ae^{-wzt}}{2}\left(\left(1+\frac{z}{\sqrt{z^2-1}}\right)e^{-wt\sqrt{z^2-1}} + \left(1-\frac{z}{\sqrt{z^2-1}}\right)e^{wt\sqrt{z^2-1}}\right) \ldots .\ 9$$

المعادلة 9 هي الحل العام الذي يصف الحركة - التي لا تؤثر عليها قوة – لنظام الكتلة والزنبرك والمضائل.

<u>نوع الاستجابة يعتمد على نسبة التضاؤل z :</u>

(i) عندما تكون $z = 0$ فإن المعادلة 9 تصبح

$$x(t) = \frac{A}{2}\left(e^{-iwt} + e^{iwt}\right) = A\cos(wt)$$

وهي حركة اهتزازية غير متضائلة ، يعني النظام سيكون متعادل

(ii) عندما $0 < z < 1$ فإن معادلة 9 يجب تعديلها بكتابة $w_n = w\sqrt{1-z^2}$ ، حيث w_n هو التردد الطبيعي المتضائل ، والحل سيصبح :

$$x(t) = \frac{Ae^{-wzt}}{2}\left(\left(1+\frac{iz}{\sqrt{1-z^2}}\right)e^{-iw_nt} + \left(1-\frac{iz}{\sqrt{1-z^2}}\right)e^{iw_nt}\right) \ldots .\ 11$$

$$= Ae^{-wzt}\left(\cos(w_nt) - \frac{wz}{w_n}\sin(w_nt)\right)$$

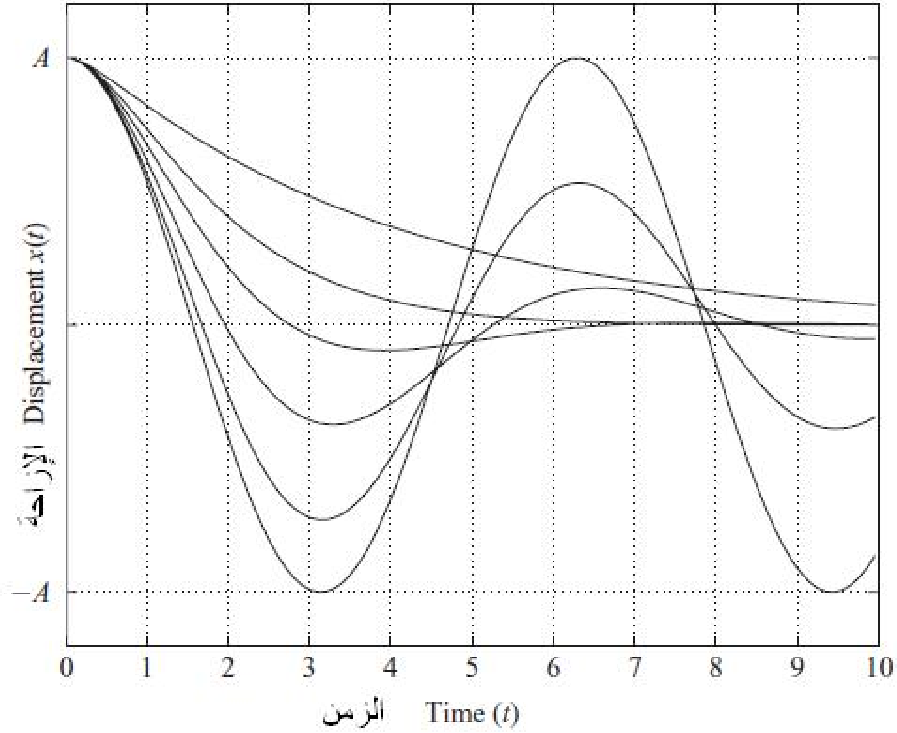
(iii) عندما $z = 1$ فإن الحل يصبح :

$$x(t) = Ae^{-wt}(1-wt)$$

(iv) عندما تكون $z > 1$ فإن الحل هو المعطى بمعادلة 9 مباشرة. وهو يعطي حركة غير اهتزازية لكنها متضائلة.

الرسمات الزمانية لاستجابات بعض قيم z مبينة في الشكل التالي:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



من المهم ملاحظة أن نوع الاستجابة يتحدد كليا بنسبة التضاؤل والتردد الطبيعي الغير متضائل، والذي بدوره يحدد جذور المعادلة المميزة 6 و 7 . لذا فإنه يمكن الحصول على الخصائص الديناميكية للنظام من خصائصه الفيزيائية مباشرة.

النظام الكلاسيكي الكتلة-الزنبرك-المضائل دائما مستقر لكنه هناك أنظمة ثنائية الرتبة أخرى تكون غير مستقرة، وهذا يحصل عندما تكون $z < 1$. الطائرات قد تكون مستقرة أو غير مستقرة.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 6

صيغ تقريبية لمشتقات الاستقرارية والتحكم الايروديناميكية اللابعدية

الجدول A6.1 مشتقات الاستقرارية الايروديناميكية الطولانية

قلقلات صغيرة بالنسبة لمحاور الريح للطائرة

المشتقة	الصيغة	ملاحظات
X_u	$-2C_D - V_0\frac{\partial C_D}{\partial V} + \frac{1}{\frac{1}{2}rV_0S}\frac{\partial t}{\partial V}$	
X_w	$C_L - \frac{\partial C_D}{\partial a}$	
X_q	$-\bar{V}_T\frac{\partial C_{D_T}}{\partial a_T}$	مهمل عادةً
$X_{\dot{w}}$	$-\bar{V}_T\frac{\partial C_{D_T}}{\partial a_T}\frac{de}{da} \equiv X_q\frac{de}{da}$	
Z_u	$-2C_L - V_0\frac{\partial C_L}{\partial V}$	
Z_w	$C_D - \frac{\partial C_D}{\partial a}$	
Z_q	$-\bar{V}_T a_1$	
$Z_{\dot{w}}$	$-\bar{V}_T a_1\frac{de}{da} \equiv Z_q\frac{de}{da}$	
M_u	$V_0\frac{\partial C_m}{\partial V}$	صغير عند أرقام ماخ الصغيرة
M_w	$\frac{dC_m}{d\alpha} = -aK_n$	
M_q	$-\bar{V}_T a_1\frac{l_T}{\bar{\bar{c}}} \equiv Z_q\frac{l_T}{\bar{\bar{c}}}$	
$M_{\dot{w}}$	$-\bar{V}_T a_1\frac{l_T}{\bar{\bar{c}}}\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \equiv M_q\frac{d\varepsilon}{d\alpha}$	

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الجدول A6.2 مشتقات الاستقرارية الايروديناميه الجانبية

قلقلات صغيرة بالنسبة لمحاور الريح للطائرة

المشتقة	الصيغة	ملاحظة
Y_v	$\left(\frac{S_B}{S}y_B - \frac{S_F}{S}a_{1_F}\right)$	دائما سالبة وبالتالي تدعم الاستقرارية
L_v	$-\frac{1}{Ss}\int_0^s c_y a_y \Gamma y\,\mathrm{d}y$	
	$-\frac{2C_L \tan \Lambda_{1/4}}{Ss}\int_0^s c_y y\,\mathrm{d}y$	
	$-a_{1_F}\overline{V}_F\frac{h_F}{l_F}$	
N_v	$a_{1_F}\overline{V}_F$	
Y_p	$-\frac{1}{Sb}\int_0^{H_F} a_h c_h h\,\mathrm{d}h$	مهمل عادة
L_p	$-\frac{1}{2Ss^2}\int_0^s (a_y + C_{D_y})c_y y^2\,\mathrm{d}y$	
N_p	$-\frac{1}{2Ss^2}\int_0^s \left(C_{L_y} - \frac{\mathrm{d}C_D}{\mathrm{d}\alpha_y}\right)c_y y^2\mathrm{d}y$	
Y_r	$\overline{V}_F a_{1_F}$	مهمل عادة
L_r	$\frac{1}{Ss^2}\int_0^s C_{L_y} c_y y^2\mathrm{d}y$	
	$a_{1_F}\overline{V}_F\frac{h_F}{b} \equiv -L_{v(fin)}\frac{l_F}{b}$	
N_r	$-\frac{1}{Ss^2}\int_0^s C_{D_y} c_y y^2\mathrm{d}y$	يساوي تقريباً $C_D/6$
	$-a_{1_F}\overline{V}_F\frac{l_F}{b} = -\frac{l_F}{b}N_{v(fin)}$	

الجدول A6.3 مشتقات التحكم الايروديناميه الطولانية

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

قلقلات صغيرة بالنسبة لمحاور الريح للطائرة

ملاحظات	الصيغة	المشتقة
عادة صغيرة	$-2\frac{S_T}{S}k_T C_{L_T} a_2$	X_η
	$-\frac{S_T}{S}a_2$	Z_η
	$-\overline{V}_T a_2$	M_η

A6.4 مشتقات التحكم الايروديناميكية الطولانية (هذا الجدول مأخوذ من الطبعة الثاينة من الكتاب الأصلي)

قلقلات صغيرة بالنسبة لمحاور الريح للطائرة

ملاحظات	الصيغة	المشتقة
مهملة للطائرات الاعتيادية		Y_ξ
	$-\frac{1}{Ss}a_{2_A}\int_{y_1}^{y_2} c_y y \, dy$	L_ξ
	$\frac{1}{Ss}\int_{y_1}^{y_2}\left(\frac{\partial C_{D_y}}{\partial \xi}\right) c_y y \, dy$	N_ξ
	$\frac{S_F}{S}a_{2_R}$	Y_ζ
	$\overline{V}_F \frac{h_F}{l_F} a_{2_R}$	L_ζ
	$-\overline{V}_F a_{2_R}$	N_ζ

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 7

تحويل مشتقات الاستقرارية الايروديناميكية من محاور الجسم إلى محاور الريح، والعكس

1 - مقدمة

تحويل مشتقات الاستقرارية الايروديناميكية عادة تؤخذ بالنسبة لنظام محاور الجسم أو نظام محاور الريح. لكن قد تكون عندنا البيانات لأحد الأنظمة ونحتاجها للآخر، عندها لا بد من تحويل هذه البيانات، والطريقة مباشرة.

في الطيران المطرد (steady) على ارتفاع ثابت ، يختلف نظام محاور الجسم عن نظام محاور الريح بزاوية سقوط الجسم a_e فقط ، كما هو مبين في الشكل 2.2 .

4 – الخلاصة

تحويل المشتقات من محاور الجسم إلى محاور الريح ملخص في الجدول A7.1 . وتحويل المشتقات من محاور الريح إلى محاور الجسم ملخص في الجدول A7.2 . أيضا التحويلات لمشتقات التحكم ملخصة في A7.3 و A7.4 .

الجدول A7.1 تحويل المشتقات من محاور الجسم إلى محاور الريح

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A7.1 *Body axes to wind axes derivative transformations*

Wind axes محاور الريح	*Body axes* محاور الجسم
$\mathring{X}_{u_w}$	$\mathring{X}_{u_b}\cos^2\alpha_e+\mathring{Z}_{w_b}\sin^2\alpha_e+\left(\mathring{X}_{w_b}+\mathring{Z}_{u_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{X}_{w_w}$	$\mathring{X}_{w_b}\cos^2\alpha_e-\mathring{Z}_{u_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{X}_{u_b}-\mathring{Z}_{w_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{Y}_{v_w}$	$\mathring{Y}_{v_b}$
$\mathring{Z}_{u_w}$	$\mathring{Z}_{u_b}\cos^2\alpha_e-\mathring{X}_{w_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{X}_{u_b}-\mathring{Z}_{w_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{Z}_{w_w}$	$\mathring{Z}_{w_b}\cos^2\alpha_e+\mathring{X}_{u_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{X}_{w_b}+\mathring{Z}_{u_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{L}_{v_w}$	$\mathring{L}_{v_b}\cos\alpha_e+\mathring{N}_{v_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{M}_{u_w}$	$\mathring{M}_{u_b}\cos\alpha_e+\mathring{M}_{w_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{M}_{w_w}$	$\mathring{M}_{w_b}\cos\alpha_e-\mathring{M}_{u_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{N}_{v_w}$	$\mathring{N}_{v_b}\cos\alpha_e-\mathring{L}_{v_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{X}_{q_w}$	$\mathring{X}_{q_b}\cos\alpha_e+\mathring{Z}_{q_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{Y}_{p_w}$	$\mathring{Y}_{p_b}\cos\alpha_e+\mathring{Y}_{r_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{Y}_{r_w}$	$\mathring{Y}_{r_b}\cos\alpha_e-\mathring{Y}_{p_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{Z}_{q_w}$	$\mathring{Z}_{q_b}\cos\alpha_e-\mathring{X}_{q_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{L}_{p_w}$	$\mathring{L}_{p_b}\cos^2\alpha_e+\mathring{N}_{r_b}\sin^2\alpha_e+\left(\mathring{L}_{r_b}+\mathring{N}_{p_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{L}_{r_w}$	$\mathring{L}_{r_b}\cos^2\alpha_e-\mathring{N}_{p_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{L}_{p_b}-\mathring{N}_{r_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{M}_{q_w}$	$\mathring{M}_{q_b}$
$\mathring{N}_{p_w}$	$\mathring{N}_{p_b}\cos^2\alpha_e-\mathring{L}_{r_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{L}_{p_b}-\mathring{N}_{r_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{N}_{r_w}$	$\mathring{N}_{r_b}\cos^2\alpha_e+\mathring{L}_{p_b}\sin^2\alpha_e-\left(\mathring{L}_{r_b}+\mathring{N}_{p_b}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{X}_{\dot{w}_w}$	$\mathring{X}_{\dot{w}_b}\cos^2\alpha_e+\mathring{Z}_{\dot{w}_b}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{Z}_{\dot{w}_w}$	$\mathring{Z}_{\dot{w}_b}\cos^2\alpha_e-\mathring{X}_{\dot{w}_b}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\mathring{M}_{\dot{w}_w}$	$\mathring{M}_{\dot{w}_b}\cos\alpha_e$
$\mathring{X}_{\eta_w}$	$\mathring{X}_{\eta_b}\cos\alpha_e+\mathring{Z}_{\eta_b}\sin\alpha_e$
$\mathring{Z}_{\eta_w}$	$\mathring{Z}_{\eta_b}\cos\alpha_e-\mathring{X}_{\eta_b}\sin\alpha_e$

الجدول A7.2 تحويل المشتقات من محاور الريح إلى محاور الجسم

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A7.2 *Wind axes to body axes derivative transformations*

Body axes محاور الجسم	*Wind axes* محاور الريح
$\overset{\circ}{X}_{u_b}$	$\overset{\circ}{X}_{u_w}\cos^2\alpha_e + \overset{\circ}{Z}_{w_w}\sin^2\alpha_e - \left(\overset{\circ}{X}_{w_w} + \overset{\circ}{Z}_{u_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{X}_{w_b}$	$\overset{\circ}{X}_{w_w}\cos^2\alpha_e - \overset{\circ}{Z}_{u_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{X}_{u_w} - \overset{\circ}{Z}_{w_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{Y}_{v_b}$	$\overset{\circ}{Y}_{v_w}$
$\overset{\circ}{Z}_{u_b}$	$\overset{\circ}{Z}_{u_w}\cos^2\alpha_e - \overset{\circ}{X}_{w_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{X}_{u_w} - \overset{\circ}{Z}_{w_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{Z}_{w_b}$	$\overset{\circ}{Z}_{w_w}\cos^2\alpha_e + \overset{\circ}{X}_{u_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{X}_{w_w} + \overset{\circ}{Z}_{u_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{L}_{v_b}$	$\overset{\circ}{L}_{v_w}\cos\alpha_e - \overset{\circ}{N}_{v_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{u_b}$	$\overset{\circ}{M}_{u_w}\cos\alpha_e - \overset{\circ}{M}_{w_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{w_b}$	$\overset{\circ}{M}_{w_w}\cos\alpha_e + \overset{\circ}{M}_{u_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{N}_{v_b}$	$\overset{\circ}{N}_{v_w}\cos\alpha_e + \overset{\circ}{L}_{v_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{X}_{q_b}$	$\overset{\circ}{X}_{q_w}\cos\alpha_e - \overset{\circ}{Z}_{q_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{Y}_{p_b}$	$\overset{\circ}{Y}_{p_w}\cos\alpha_e - \overset{\circ}{Y}_{r_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{Y}_{r_b}$	$\overset{\circ}{Y}_{r_w}\cos\alpha_e + \overset{\circ}{Y}_{p_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{Z}_{q_b}$	$\overset{\circ}{Z}_{q_w}\cos\alpha_e + \overset{\circ}{X}_{q_w}\sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{L}_{p_b}$	$\overset{\circ}{L}_{p_w}\cos^2\alpha_e + \overset{\circ}{N}_{r_w}\sin^2\alpha_e - \left(\overset{\circ}{L}_{r_w} + \overset{\circ}{N}_{p_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{L}_{r_b}$	$\overset{\circ}{L}_{r_w}\cos^2\alpha_e - \overset{\circ}{N}_{p_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{L}_{p_w} + \overset{\circ}{N}_{r_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{q_b}$	$\overset{\circ}{M}_{q_w}$
$\overset{\circ}{N}_{p_b}$	$\overset{\circ}{N}_{p_w}\cos^2\alpha_e - \overset{\circ}{L}_{r_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{L}_{p_w} - \overset{\circ}{N}_{r_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{N}_{r_b}$	$\overset{\circ}{N}_{r_w}\cos^2\alpha_e + \overset{\circ}{L}_{p_w}\sin^2\alpha_e + \left(\overset{\circ}{L}_{r_w} + \overset{\circ}{N}_{p_w}\right)\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{X}_{\dot{w}_b}$	$\overset{\circ}{X}_{\dot{w}_w}\cos^2\alpha_e - \overset{\circ}{Z}_{\dot{w}_w}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{Z}_{\dot{w}_b}$	$\overset{\circ}{Z}_{\dot{w}_w}\cos^2\alpha_e + \overset{\circ}{X}_{\dot{w}_w}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{\dot{w}_b}$	$\overset{\circ}{M}_{\dot{w}_w}\cos\alpha_e$

في الجدولين التاليين يمكن كتابة $h\ t\ x\ z$ مكان d

الجدول A7.3 تحويل مشتقات التحكم من محاور الجسم إلى محاور الريح

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A7.3 *Body axes to wind axes control derivative transformations*

Wind axes محاور الريح	*Body axes* محاور الجسم
$\overset{\circ}{X}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{X}_{\delta_b} \cos\alpha_e + \overset{\circ}{Z}_{\delta_b} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{Y}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{Y}_{\delta_b}$
$\overset{\circ}{Z}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{Z}_{\delta_b} \cos\alpha_e - \overset{\circ}{X}_{\delta_b} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{L}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{L}_{\delta_b} \cos\alpha_e + \overset{\circ}{N}_{\delta_b} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{M}_{\delta_b}$
$\overset{\circ}{N}_{\delta_w}$	$\overset{\circ}{N}_{\delta_b} \cos\alpha_e - \overset{\circ}{L}_{\delta_b} \sin\alpha_e$

الجدول A7.4 تحويل مشتقات التحكم من محاورالريح إلى محاور الجسم

Table A7.4 *Wind axes to body axes control derivative transformations*

Body axes محاور الجسم	*Wind axes* محاور الريح
$\overset{\circ}{X}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{X}_{\delta_w} \cos\alpha_e - \overset{\circ}{Z}_{\delta_w} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{Y}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{Y}_{\delta_w}$
$\overset{\circ}{Z}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{Z}_{\delta_w} \cos\alpha_e + \overset{\circ}{X}_{\delta_w} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{L}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{L}_{\delta_w} \cos\alpha_e - \overset{\circ}{N}_{\delta_w} \sin\alpha_e$
$\overset{\circ}{M}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{M}_{\delta_w}$
$\overset{\circ}{N}_{\delta_b}$	$\overset{\circ}{N}_{\delta_w} \cos\alpha_e + \overset{\circ}{L}_{\delta_w} \sin\alpha_e$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

الملحق 8

تحويل عزوم القصور الذاتي ومضاريب القصور من محاور الجسم إلى محاور الريح، والعكس

الخلاصة في الجدولين التاليين

الجدول A8.1 تحويلات العزوم ومضاريب القصور من محاور الجسم إلى محاور الريح

Table A8.1 *Moment and product of inertia transformations from a body to wind axes reference*

Wind axes محاور الريح	*Body axes* محاور الجسم
I_{x_w}	$I_{x_b}\cos^2\alpha_e + I_{z_b}\sin^2\alpha_e - 2I_{xz_b}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
I_{y_w}	I_{y_b}
I_{z_w}	$I_{z_b}\cos^2\alpha_e + I_{x_b}\sin^2\alpha_e + 2I_{xz_b}\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
I_{xy_w}	$I_{xy_b}\cos\alpha_e + I_{yz_b}\sin\alpha_e$
I_{xz_w}	$I_{xz_b}(\cos^2\alpha_e - \sin^2\alpha_e) + (I_{x_b} - I_{z_b})\sin\alpha_e\cos\alpha_e$
I_{yz_w}	$I_{yz_b}\cos\alpha_e - I_{xy_b}\sin\alpha_e$

الجدول A8.2 تحويلات العزوم ومضاريب القصور من محاور الريح إلى محاور الجسم

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

Table A8.2 *Moment and product of inertia transformations from a wind to body axes reference*

Body axes محاور الجسم	*Wind axes* محاور الريح
I_{x_b}	$I_{x_w} \cos^2 \alpha_e + I_{z_w} \sin^2 \alpha_e + 2I_{xz_w} \sin \alpha_e \cos \alpha_e$
I_{y_b}	I_{y_w}
I_{z_b}	$I_{z_w} \cos^2 \alpha_e + I_{x_w} \sin^2 \alpha_e - 2I_{xz_w} \sin \alpha_e \cos \alpha_e$
I_{xy_b}	$I_{xy_w} \cos \alpha_e - I_{yz_w} \sin \alpha_e$
I_{xz_b}	$I_{xz_w} (\cos^2 \alpha_e - \sin^2 \alpha_e) + (I_{z_w} - I_{x_w}) \sin \alpha_e \cos \alpha_e$
I_{yz_b}	$I_{yz_w} \cos \alpha_e + I_{xy_w} \sin \alpha_e$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مفتاحي العام الثاني لبرنامج اسرار المجاهدين النسخة الثانية:

#---Begin Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---
pyHAf8xhSSD1F4oni8BCcTFtcU+Ab2H31KoW+zxRoPHBmEj9Lf
CyfQL6RZM8NtkMcBrS/hKaZl1EQ6Es6J37eA1VsG19HBwPj9dl
9IUCbJ15KJYt5DLDNN/iZj5EcMMPpSxtgSFwngxGjeJAJ1XCGs
uzNPmjrmgE/guFUlHC0Ncr+z94iJov5SYCfxZ46Tc2ZR1yTO1M
exblu6qD9+gv0Q8x0Box9wkiXgAXS9e+qQUuvjS7NG+epcXKkj
p1ua1C9Q8Kjzfbe7To6bwBN4XNYm0BAyPwTvLBUURojCZd2yMy
QiVi6lHeXoBZAqsl9xrFGCnf0Ybcf2/5iDe87IGMNIKPGDWk2X
U73juuxdTTYYJxTgS1tWazLsHVNByE3eLPp9whZb4NUhAgKjjQ
kgFxtMkfjCj3RcPFe4bLiTJ98U+otTLCKRMt93L7b7owGpW1Fs
Ln4puIVaRB4BsJAcPcoWYLxw01GtpAMUdWSmdtPjmJ1rMURm6B
sSvrBEs5mEcp/ObOGsPpaYmzNJCGrey8JvnSyasPudKEi5+umk
sx

#---End Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

تصميم طائرة بسيطة

(طائرة أ-1)

إعداد

المهندس عبد الرحمن

الإهداء :

إلى المجاهدين عامة وإلى دولة العراق الإسلامية خاصة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

هذا الكتاب يتحدث عن التصميم الأولي لطائرة بسيطة ، يمكن صناعتها بمواد بسيطة ومتوافرة ، وتكلفتها قليلة جدا (أقل من مئة دولار)، وكتلتها 7 كيلوغرامات. وطولها متر واحد وطول جناحها متر ونصف ، ومحركها هو محرك صاروخي ضعيف سهل الصناعة وآمن ومواده متوفرة. ويتم التحكم في ارتفاع هذه الطائرة بواسطة محرك كهربائي صغير وجهاز تحكم عن بعد بقناة واحدة . مدة طيرانها أكثر من عشر ثواني ومداها أكثر من 200 متر. وهذا النموذج اسمه أ-1

وفي التصميم القادم (بعد اثبات أن هذا التصميم ناجح) سيتم تحسينه لكي يتم التحكم في اتجاه الطيران (بالاضافة إلى الارتفاع)، وسيتم اضافة محرك صاروخي اضافي لزيادة زمن الطيران لعدة دقائق ومدى الطائرة لعدة كيلومترات.

نظام الكتاب

هذا الكتاب سيكون مقسم على عدة فصول وكل فصل مقسم لعدة أجزاء. في بداية كل فصل أو في بداية كل جزء سنشرح النظرية التي تلزمنا باختصار، ثم سوف نطبق عليها لايجاد بعض تفاصيل تصميم طائرتنا.

اسم الطائرة

اسم هذه الطائرة هو طائرة أ-1 ، فإن وضعت مستقبلا تصميم معدل أو مطور سيصبح أسمه أ-2 ثم أ-3 وهكذا. وإن وضعت تصميم لطائرة جديدة فستكون ب-1 وهكذا.

الفهرس

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

تصميم العارضة الرئيسية:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

1
مقدمة عامة

1.1 تعريف تصميم جديد

تصميم الطائرة يجمع عدة فروع من علم الطيران ؛ مثل علم الايروديناميات والدفع والبنى والتحكم.

كل فرع يتضمن عدة عوامل تحدد الحجم والشكل والوزن والكفائرة للطائرة. بالرغم من أننا نحاول أن نأخذ القيم المثلى لجميع هذه الصفات، إلا أن هذا مستحيل عملياً؛ والسبب أن أخذ قيمة مثلى لخاصية ما سوف قد يجبرنا على أخذ قيمة دون المثلى لخاصية أخرى.

مثلاً، الطائرات طويلة المدى يجب أن تكون لها أجنحة ذات نسبة باعية عالية (أي طويلة ورفيعة)؛ لكن النسبة الباعية العالية ستقلل من امكانيات المناورة.

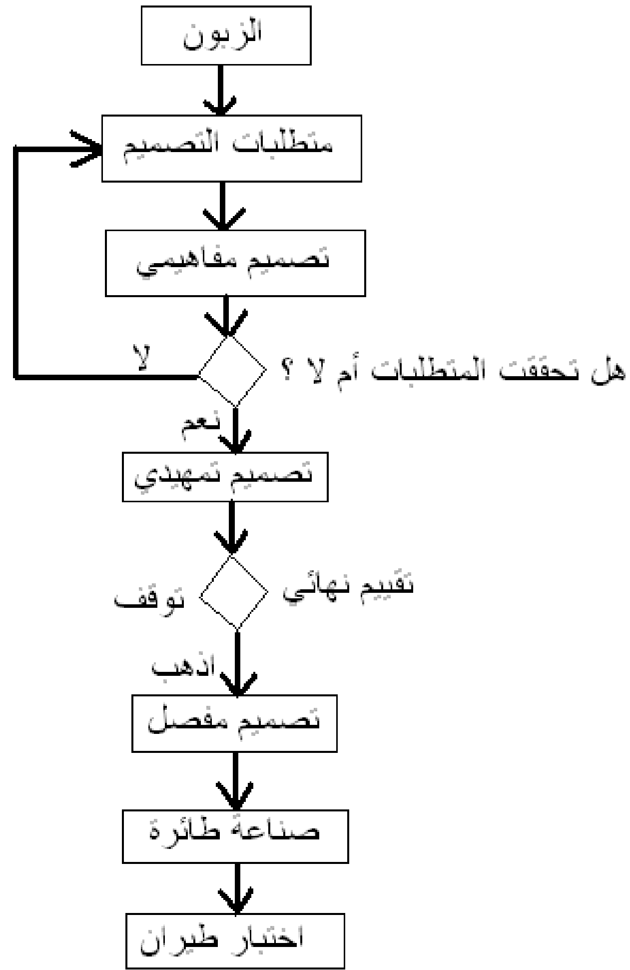
قبل تصميم طائرة لا بد من تحديد عدة أمور:

- هدف ومهمة الطائرة
- نوع وكمية الحمولة
- السرعة المرغوبة
- الارتفاع المرغوب
- المدى المطلوب
- مدة الطيران
- مسافة الإقلاع المطلوبة
- مسافة الهبوط المطلوبة
- التكلفة
- متطلبات أخرى

1.2 عملية التصميم

عملية تصميم طائرة تمر بسلسلة مراحل كما في الشكل التالي

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



فالزبون أو الجهة الطالبة تحدد لنا متطلبات مهمة الطائرة، مثل السرعة والكتلة و ..... .

الخطوة التالية هي التصميم المفاهيمي (conceptual) (يعتمد على المفاهيم الأساسية) . في التصميم المفاهيمي نقدر الخصائص الايروديناميه التي تلائم متطلبات المهمة، ونقد أيضا المحرك المناسب والبنية المناسبة ومكان الأجنحة. أيضا التصميم المفاهيمي يحدد مجموعات الأوزان التي تحقق متطلبات الاستقرارية الاستاتية. أيضا في التصميم المفاهيمي نحدد حجم سطوح التحكم التي تعطينا المناورية المطلوبة وأيضا نقدر التكلفة.

التصميم المفاهيمي مبني على متطلبات مهمة الطائرة. لكن في بعض الحالات لا يمكن تحقيق جميع هذه المتطلبات . ونحتاج إلى تعديل أحدها أو بعضها. وهذا مبين في دورة التجريب في الشكل السابق. عندما تتحقق متطلبات التصميم ننتقل للخطوة التالية وهي التصميم التمهيدي.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

في التصميم التمهيدي (preliminary) نعدل على ما وضعنها في التصميم المفاهيمي حيث نجري اختبارات النفق الهوائي لنماذج مصغرة من الطائرة، نختبر فيها الأمور التي كان من الصعب التنبأ بها ، مثل أثر الجناح على سطوح التحكم.

التصميم التمهيدي يتضمن أيضا تحليل أكثر تفصيلاً للأحمال الإيروديناميةووزن الأجزاء. وبناء عليه نزيد من تفصيل التصميم البنيوي. ندرس في هذه المرحلة بعض الظواهر المتقدمة في بنى الطائرات . أيضا نتأكد من صحة التقديرات ببناء واختبار بعض الاجزاء البنيوية.

بعد انتهاء هذه المرحلة، ندرس بجدية امكانية صناعة الطائرة وتكلفتها. ثم نقرر هل نبني الطائرة أم "نجمد" التصميم.

ثم يأتي دور مرحلة التصميم المفصل للطائرة،ونضع فيه جميع التفاصيل اللازمة لبناء الطائرة.

وفي كتابنا هذا سوف نقتصر على التصميم المفاهيمي فقط

(ما سبق كان ترجمة واختصار من أحد الكتب، ولا يعني بالضرورة أن هذا ما سوف نفعله)

1.3 متطلبات التصميم لطائرتنا

نريد تصميم طائرة صغيرة طولها حوالي متر، وكتلتها $(5-10kg)$ ، تعمل بواسطة محرك صاروخي ضعيف ينتج دفع ثابت خلال فترة عمله، مسافة الإقلاع $(10-30m)$ ، سرعتها أقل من $100m/s$ ، مدة طيرانها أكثر من 10 ثواني. قدرتها على المناورة لا تهمنا، المهم أن تطير، ومبدئيا لن يكون هناك تحكم باتجاهها. فقط سنتحكم في ارتفاعها بواسطة جهاز تحكم عن بعد (بامكاننا اضافة جهاز تحكم في الاتجاه أيضا، لكن الأهم في التصميم الأول أن نرى هل ستطير الطائرة أم لا ، أما التحكم في الارتفاع فالهدف الحقيقي منه ليس التحكم بالارتفاع بقدر ما هو التحكم في زاوية الطيران وبالتالي في امكانية الطيران في نموذجنا. المواد المستعملة في صناعة الطائرة هي ما يتوفر من صفائح وأعمدة حديد وألمنيوم، بالاضافة للحام والبراغي. أيضا سيلزمنا محرك كهربائي صغير يعمل على البطارية (يسمى servo ويستخدم لتحريك الجزء المتحرك من الذيل الخلفي، وهو يباع في محلات قطع طائرات الهواء ، ويمكن الحصول عليه من بعض الألعاب أيضا)، أيضا سيلزمنا جهاز تحكم عن بعد بقناة واحدة ومداه أكبر من 300 متر. (ويمكن الاستغناء عن الــ sevo وجهاز التحكم عن بعد في التجارب الأولى، أنظر خاتمة الكتاب).

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

قائمة المراجع:

Corke, “Design of Aircraft” – 2003 – Ch1

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

2

اختيار وزن الطائرة

بعد تحديد متطلبات التصميم فإن أول خطوة ستكون هي تقدير وزن الطائرة. هذا التقدير مهم جدا لأنه يستخدم في معظم الخطوات التالية.

لكن ننبه إلى خطأ شائع وهو أن الكثيرين يظنون أن وحدة الوزن هي كيلوغرام وهذا خطأ ، فالكيلوغرام (Kg) هو وحدة الكتلة، أما الوزن فهو قوة ووحدته هي نيوتن (N) .

وهناك علاقة بين الوزن (ويرمز له بـــ W) والكتلة (ويرمز لها بـــ m) وهي :

$$W = mg$$

حيث g هو تسارع الجاذبية الأرضية ويساوي $9.8 m/s^2$ وسوف نعتبره في كتابنا يساوي $10 m/s^2$

<u>طائرتنا:</u>

قلنا في متطلبات التصميم أننا نرغب بطائرة كتلتها ($5-10Kg$) ، لذا سوف نختار كتلة 7Kg ، أي أن الوزن هو 70N .

طبعا هذا تقدير ونستطيع تعديله إن رأينا ضرورة لذلك في خطوات التصميم التالية.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

3

اختيار سرعة الطيران ، ومواصفات الإقلاع (التسارع والمسافة والزمن)

في نموذجنا ستكون الطائرة واقفة على الأرض ، ثم يعمل المحرك فيدفع الطائرة لتسير على الأرض بتسارع ثابت إلى أن تصل الطائرة إلى السرعة التي تكون قادرة عندها على الطيران (سرعة الطيران) ؛ فتقلع الطائرة. إذن زمن الإقلاع هو الزمن اللازم حتى تصل الطائرة إلى سرعة الطيران، ومسافة الإقلاع هي المسافة اللازمة لتصل الطائرة إلى سرعة الطيران.

فإذا رجعنا إلى معادلات الحركة للتسارع الثابت نستطيع أن نثبت أن العلاقة بين سرعة الطيران (V ووحدتها m/s) وتسارع الطائرة أثناء الإقلاع (a ووحدته m/s^2) وزمن الإقلاع (t ووحدته s (ثانية)) ومسافة الإقلاع (X ووحدتها m (متر)) توصف بالمعادلتين التاليتين:

$$t = \frac{V}{a}$$

$$X = \frac{V^2}{2a}$$

نلاحظ من المعادلتين السابقتين أن اختيارنا للتسارع وسرعة الإقلاع سوف يحددان زمن ومسافة الإقلاع.

<u>طائرتنا</u>

يجب أن لا يكون تسارع الطائرة كبير جدا خشية تحطم الطائرة، ويجب أن لا يكون صغير جدا حتى لا يلزمنا مسافة وزمن إقلاع كبيرين.

سوف نجرب أن يكون التسارع مساوي لتسارع الجاذبية الأرضية (g) (أي $10m/s^2$). أما السرعة فمن متطلبات التصميم نجد أنها يجب أن تكون أقل من $100m/s$ ، ومسافة الإقلاع من متطلبات التصميم يجب أن تكون من ($10-30m$)،

مثلا لو جربنا السرعة $V = 90m/s$ وحسبنا مسافة الإقلاع باستخدام المعادلة السابقة:

$$X = \frac{V^2}{2a} = \frac{90^2}{2\times 10} = 405m$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

وهي لا تحقق متطلبات التصميم ، إذن نبحث عن لا بد من تعديل قيمة التسارع والسرعة لتحقق متطلبات التصميم لمسافة الإقلاع ، الآن لنجرب نفس التسارع السابق $\left(10m/s^2\right)$ أما السرعة فلنجرب $V = 20m/s$ ، ولنحسب مسافة الإقلاع:

$$X = \frac{V^2}{2a} = \frac{20^2}{2\times 10} = 20\,m$$

وهي موافقة لمتطلبات التصميم، لنحسب زمن الإقلاع :

$$t = \frac{V}{a} = \frac{20}{10} = 2\,s$$

وهي جيدة أيضا،

إذن لطائرتنا سوف تكون سرعة الطيران $\left(V = 20m/s\right)$ و التسارع أثناء الإقلاع $\left(a = 10m/s^2\right)$ ومسافة الإقلاع $\left(X = 20\,m\right)$ وزمن الإقلاع $\left(t = 2\,s\right)$.

بالمناسبة في خطوات التصميم التالية قد نجد أن إحدى هذا المواصفات التي اخترناها تتعارض مع متطلبات تصميم أخرى ، فنضطر للرجوع إلى هنا وتجريب قيم أخرى وإعادة الحل لنرى هل تحققت متطلبات التصميم الأخرى أم لا ، وهكذا . وهذا ما سبق شرحة في الفصل الأول للتصميم المفاهيمي.

ملاحظة: سنصمم المحرك بحيث يبقى يعمل لمدة قصيرة بعد الاقلاع، إلى أن تصل السرعة إلى $\left(25m/s\right)$ ، ثم يتوقف المحرك، ثم ستنخفض السرعة بفعل مقاومة الاحتكاك وبعد فترة من الزمن سترجع السرعة إلى $\left(20m/s\right)$ وتهبط الطائرة. فزمن عمل المحرك هو:

$$t_{thrust} = \frac{V}{a} = \frac{25}{10} = 2.5s$$

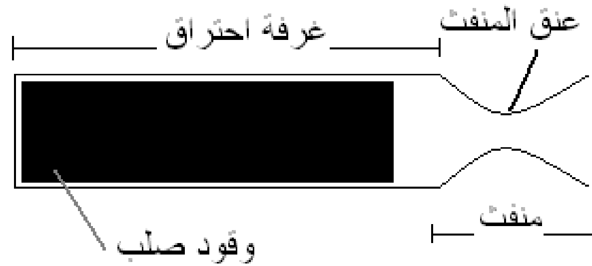
PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

4
تصميم المحرك الصاروخي

4.1 أجزاء الصاروخ

نقصد بالمحرك الصارويخ محرك صاروخ ذو وقود صلب، وهو يتكون من غرفة احتراق ومنفث ووقود صلب ومُشعِل:



عند احتراق الوقود ينشأ لدينا غاز ساخن ذو ضغط مرتفع يندفع للخارج مارا بالمنفث الذي يزيد من سرعته، فتنشأ عندنا قوة دفع من رد الفعل.

غلاف غرفة الاحتراق يجب أن يتحمل الضغط والحرارة العاليين ، والمنفث (خصوصا عنق المنفث) يجب أن يتحمل الحرارة العالية والضغط ولذلك يصنع عادة من الفولاذ.

إذا اردنا أن لا يحصل احتراق لأحد أسطح الوقود (مثلا الذي عند غلاف غرفة الاحتراق) فيجب احاطته بمادة عازلة تمنع الاحتراق.

اشعال الوقود يتم بواسطة المُشعِل (igniter) وله أنواع عديدة.

4.2 تعريفات

الدفعة الكلية I_t هي تكامل قوة الدفع T بالنسبة للزمن، وفي حالة الدفع الثابت تصبح

$$I_t = F\,t_b$$

حيث t_b هو زمن الاحتراق (باهمال الفترات الانتقالية في البداية والنهاية)

الدفعة النوعية هي الدفعة الكلية لكل وحدة وزن للوقود. وفي حالة الدفع الثابت تكتب كالتالي

$$I_s = \frac{I_t}{m_p g} = \frac{F\,t_b}{m_p g}$$

حيث m_p هي الكتلة الفعالة للوقود.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

4.3 معدل احتراق الوقود الصلب

للعديد من أنواع الوقود الصلب من الممكن تقريب معدل الاحتراق على صورة اقتران يعتمد على ضغط غرفة الاحتراق. وعادة تكتب كالتالي:

$$r = a P_c^n$$

حيث r هو معدل احتراق الوقود بوحدة m/s و P_c هو ضغط غرفة الاحتراق بوحدة Pa و a و n هي معاملات تجريبية تعتمد على نوع الوقود بالدرجة الأولى.

4.4 الدفع وضغط غرفة الاحتراق

ضغط غرفة الاحتراق يحسب بالمعادلة :

$$P_c = \left(K_n \, a \, r_p \frac{I_s \, g}{C_F} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

حيث K_n هو معامل مهم جدا في تصميم محرك الصاروخ، ويساوي مساحة سطح الاحتراق A_b على مساحة مقطع عنق المنفث A_t ، أي

$$K_n = \frac{A_b}{A_t}$$

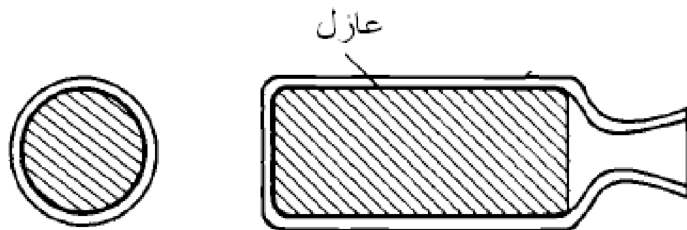
C_F يسمى معامل الدفع ، وله معادلة لحسابه ، لكن عادة نقدر له قيمة ثابتة اعتمادا على نوع الوقود. و r_p هي كثافة الوقود الصلب.

الدفع الناتج من محرك الصاروخ يحسب بالمعادلة :

$$F = C_F A_t P_c$$

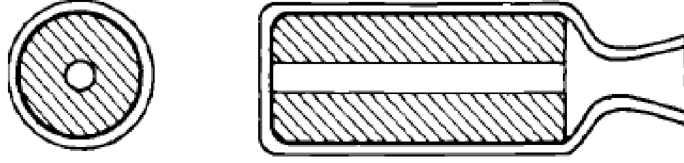
نلاحظ أن الضغط وقوة الدفع تتناسبان مع K_n وبالتالي مع مساحة سطح الاحتراق.

لذا فإن شكل الوقود الصلب الذي يعطي مساحة احتراق ثابتة أثناء الاحتراق سيعطي دفع وضغط ثابتين، مثلا طرفيات الاحتراق:



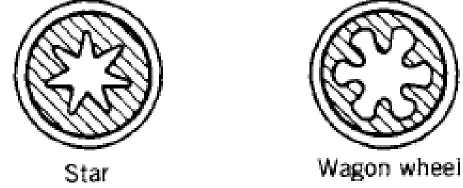
أما ثقبي احتراق مثل الشكل التالي:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



فمن الواضح أن مساحة سطح الاحتراق تزداد أثناء الاحتراق ، لذا فإن الدفع وضغط غرفة الاحتراق يزدادان أثناء الاحتراق .

يمكن تصميم ثقبيات احتراق بحيث تبقى مساحة الاحتراق ثابتة أثناء الاحتراق ، مثلا :



أيضا يمكن تصميمها لتعطي مساحة احتراق وضغط ودفع متناقصات أثناء الاحتراق.

4.5 الوقود الصلب

هناك العديد من أنواع الوقود الصلب، وكل نوع له خصائص معينة مثل الدفعة النوعية وحرارة الاحتراق والكثافة ومعاملات سرعة الاحتراق ودرجة الأمان و.. . ولمعرفة هذه الخواص نرجع إلى الجداول والأشكال الموجودة في مراجع علم الصواريخ وفي مواقع الانترنت المتخصصة.

4.6 محرك طائرتنا

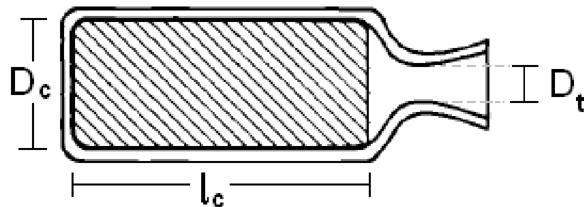
بعد هذا الشرح النظري للمحركات الصاروخية نبدأ في التصميم لمحرك طائرتنا.

من خطوات التصميم السابقة عرفنا أن زمن عمل المحرك هو 2.5s ، وأن كتلة الطائرة هي 7Kg وأن تسارعها ثابت ومقداره $10 m/s^2$. إذن نحسب الدفع المطلوب بكل بساطة من قانون نيوتن الثاني ، أي

$$F = ma = 7 \times 10 = 70N$$

إذن يجب أن نصمم محرك دفعه ثابت ومقداره 70N ، ويعمل لمدة 2.5s .

كما بينا في الشرح السابق الدفع الثابت معناه مساحة احتراق ثابتة، وعليه سنختار طرفيات الاحتراق :



PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

حيث سنرمز لقطر عنق المنفث بالرمز D_t (لاحظ أن $A_t = p\, D_t^{\,2}/4$) ولقطر الوقود بالرمز D_c (لاحظ أن $A_b = p\, D_c^{\,2}/4$) ولطول الوقود بالرمز l_c (لاحظ أن $l_c = r\, t_b$ منطقيا))

يمكن إعادة صياغة المعادلات في هذا الفصل لتصبح :

$$D_t = \left[\frac{p}{4T\left(C_F\right)^{\frac{n}{1-n}}} \left(a\, r_p\, I_s g\right)^{\frac{1}{1-n}} \right]^{\frac{3}{4}} D_c^{\,2.5}$$

$$K_n = \left(\frac{D_c}{D_t} \right)^2$$

$$l_c = r\, t_b$$

الآن تحديد نوع الوقود سوف يحدد الكثير من العوامل السابقة، مثلا الوقود (65/35) KN/SU[1] له الخصائص التالية:

$$I_s = 130\, s \quad a = 3 \times 10^{-5}\, m/s/Pa^{0.4} \quad r_p = 1830\, Kg/m^3 \quad C_F \approx 1.5$$

$$n = 0.4$$

وأريد أن أضيف شرطين اضافيين وهما

$$K_n > 110$$

$$D_t > 6.35 \times 10^{-3}\, m$$

وسبب هذين الشرطين أن هاتين هما أقل قيمتين وجدتهما في موقعي انترنت مشهورين لهذا الوقود، ولا أريد مخالفتهما خشية حصول مشاكل في المحرك[2].

---

[1] وهو يتكون من 35% سكر و65% نترا ت البوتاسيوم (وهو أحد أنواع الأسمدة الزراعية الكيميائية)، ويصنع هذا الوقود بعدة طرق أحدها مشروحة على هذا الرابط:

http://www.jamesyawn.com/skillet/large/index.html

وفي هذا الفلم (رابطه موجود في الصفحة السابقة)

http://www.jamesyawn.com/skillet/large/propellant3-18-06A.wmv

لكن لا بد من التنبيه أ ن لا داعي لاستخدام أنواع السكر التي ذكرها الموقع، ولا داعي أيضا لاستخدام المحلول السكري (corn syrup) ، بل يكفي استخدام السكر العاد ي ونترا ت البوتاسيوم (بالنسب 35 % سكر و65% نترا ت البوتاسيوم)، أيضا مسألة قياس حرارة الخليط أثناء الإعداد يمكن الاستغناء عنها، واستخدام سخان كهربائي يمكن استبداله بمصدر لهب لكن يجب أ ن تكون مقلاة إعداد الوقود عميقة حتى لا يصل اللهب إلى الخليط ويسبب اشتعاله. بالمناسبة هذا الوقود آمن ولا يمكن أ ن ينفجر أثناء الإعداد ، لكن سرعة احتراقه عاليه فيجب توخي نوع من الحذر. أيضا في المرا ت الأولى يجب التدر ب على كميات صغيرة . أيضا انتبه أ ن درجة الحرارة في الموقع وفي الفلم هي بوحدة فهرنهايت (وقلنا أ ن درجة الحرارة لا تهمنا على كل حال).
بالمناسبة موقع الانترنت هذا يعتبر أهم (أو ثاني أهم) موقع في صناعة صواريخ الهواة الآمنة . وفيه ايضا طرق صناعة المُشعِل و طرق صناعة أمور أخرى مهمة وبسيطة. الموقع الثاني المميز في هذا المجال هو :

http://www.nakka-rocketry.net/

[2] من المهم دراسة أنواع أخرى من الوقود ضعيف الدفع، فلو توفر عندنا وقود ضعيف الدفع أكثر من هذا ، فإننا نستطيع تصميم محرك ثاني للطائرة يعمل بعد انتهاء عمل المحرك الأو ل ، ووظيفته هي انتاج دفع ضعيف مساو ي لمقاومة الهواء ، وبالتالي ستطير الطائرة لمدة طويلة نسبياً (مدة عمل هذا المحرك وزيادة)، وبالمناسبة أعتقد أ ن وقود الألعاب النارية قد يكون مفيد!

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الآن نبحث عن أنابيب معدنية متوفرة عندنا ، ولنفرض اننا وجدنا مجموعة من الأنابيب بالأقطار الداخلية التالية D_c (1 انش ، 2 انش ، 2.5 انش ، 3 إنش) ، نحولها إلى متر لتصبح (0.0254m ، 0.0508m ، 0.0635m ، 0.0762m) .

الآن ننشأ جدول نضع فيه هذه القيم ، ثم نحسب D_t و K_n باستخدام المعادلات المذكورة فوق (مع تعويض القيم الأخرى طبعاً) ، أعني

$$D_t = \left[\frac{p}{4T(C_F)^{\frac{n}{1-n}}} \left(a\, r_p\, I_s g \right)^{\frac{1}{1-n}} \right]^{\frac{3}{4}} D_c^{\ 2.5}$$

$$K_n = \left(\frac{D_c}{D_t} \right)^2$$

إذن :

D_c (m)	D_t (m)	K_n
0.0254	0.0006	1789.259
0.0508	0.003397	223.6573
0.0635	0.005934	114.5126
0.0762	0.009361	66.26884

نلاحظ أن $D_c = 0.0635\,m$ تكاد تحقق الشرط الأول وتكاد تحقق الشرط الثاني ، لذا سنختارها.

لحساب ضغط غرفة الاحتراق نعوض في المعادلة

$$P_c = \left(K_n\, a\, r_p \frac{I_s\, g}{C_F} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

لنحصل على $P_c = 11.68 \times 10^6\, Pa$ ، ونعوض هذه القيمة وقيم a و n في المعادلة

$$r = a\, P_c^{\ n}$$

لنحصل على سرعة احتراق $r = 9.27 \times 10^{-3}\, m/s$

ولحساب طول الوقود l_c نعوض r وزمن الاحتراق t_b (الذي قلنا أنه 2.5s) في المعادلة

$$l_c = r\, t_b$$

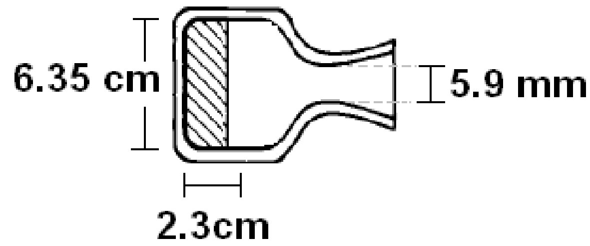
لنحصل على $l_c = 0.023m$

لو أردنا حساب كتلة الوقود نستعمل المعادلة ،

$$m_p = r_p l_c \frac{p\, D_c^{\ 2}}{4} = 0.13\, Kg$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

ولنفرض أن كتلة باقي أجزاء المحرك (غرفة الاحتراق و المنفث والمُشعل ....) هي حوالي 0.2Kg ، فسنحصل على كتلة كلية لمحرك الطائرة مقدارها 0.33Kg ، وهي كتلة ممتازة ، ملخص شكل محرك الصاروخ في الشكل التالي



المراجع:

1 – Sutton, "Rocket Propulsion elements" , 7th edition
2 - http://www.jamesyawn.com/
3 - http://www.nakka-rocketry.net/

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

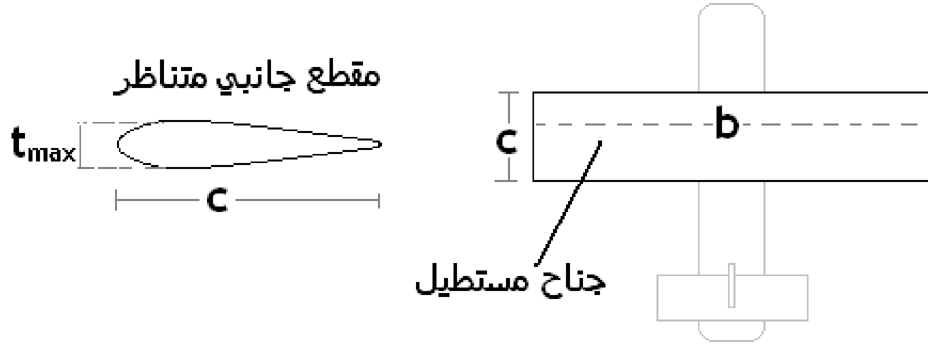
5

تصميم أبعاد الجناح

5.1 مقدمة نظرية

المسؤول الرئيسي عن رفع الطائرة هو الجناح ، وسوف نعتبره المسؤول الوحيد عن هذا.

لنأخذ الجناح ذو الهيئة المستوية المستطيلة (جناح مستطيل)، وذو مقطع جانبي متناظر، أي:



حيث

c تسمى وتر الجناح

b تسمى باع الجناح

$t_{\max}$ السمك الأقصى للجناح

مساحة الجناح تسمى S وتساوي :

$$S = cb$$

النسبة الباعية للجناح A تساوي

$$A = \frac{b}{c}$$

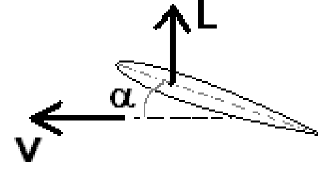
ونستطيع إعادة كتابة هاتين المعادلتين بالصورة

$$b = \sqrt{S\,A}$$

$$c = \sqrt{S / A}$$

عندما تطير الطائرة بسرعة V وزاوية هجوم a (زاوية ميل الجناح عن اتجاه الطيران) فإن الجناح سوف يتعرض لقوة رفع مركزها على مسافة ربع وتر الجناح، وهي المسؤولة عن معادلة قوة الجاذبية كي لا تسقط الطائرة ، ايضا هي المسؤولة عن اعطاء الطائرة القدرة على المناورة .

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



وقوة الرفع تعطى بالمعادلة

$$L = \frac{1}{2} r V^2 S C_{La} a$$

L قوة الرفع

r كثافة الهواء (وتساوي في الظروف العادية $1.225 Kg/m^3$)

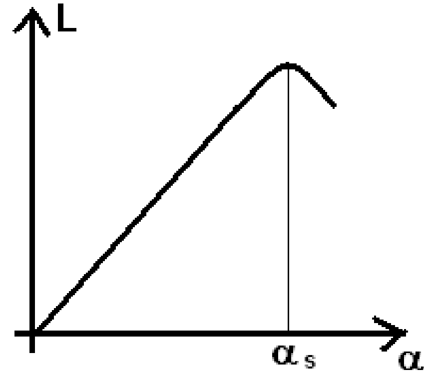
V سرعة الطائرة

a زاوية الهجوم (زاوية ميل الجناح عن اتجاه الطيران)

S مساحة الجناح

C_{La} مشتقة معامل الرفع

نلاحظ من هذا المعادلة أنه كلما زادت زاوية الهجوم ستزداد قوة الرفع، وهذا صحيح إلى حين الوصول إلى زاوية معينة تنخفض عندها قيمة رفع الجناح فجأة ، وتسمى هذه الزاوية بزاوية الانهيار a_s ، أنظر الشكل



وقيمة هذه الزاوية تعتمد على عدة عوامل ، لكن يجب أن نحرص على عدم وصول زاوية الهجوم إلى هذه الزاوية ، ويجب أن نحاول أن نجعل قيمة هذه الزاوية كبيرة قدر الإمكان في تصميمنا (من طرق زيادتها أن نجعل $(t/s)_{\max}$ قريبة من 14%).

مشتقة معامل الرفع للجناح المستطيل يحسب بالمعادلة :

$$C_{La} = \frac{2pA}{2+\sqrt{4+A^2}} \frac{1}{57.3} \ (^{o^{-1}})$$

حيث A هي النسبة الباعية

نستنتج من هذه المعادلة أن زيادة النسبة الباعية ستزيد قيمة C_{La} وهذا أمر مفيد، بل وأيضا ستزيد نسبة الرفع إلى المقاومة ، وهذا أمر مهم في الطائرات الانزلاقية (أي التي تطير دون

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

محرك كما في المرحلة الأخيرة من طيران طائرتنا)، لكن طبعا A يجب أن لا تكون كبيرة كثيراً حتى لا تجبرنا على استخدام بنية ثقيلة للجناح الطويل الناتج.

5.2 تصميم أبعاد الجناح لطائرتنا

الخطوة الأولى هي اختيار النسبة الباعية ، ولنجرب A=5

الآن نحسب C_{La}

$$C_{La} = \frac{2p \times 5}{2+\sqrt{4+5^2}} \frac{1}{57.3} ({}^{o-1}) = 0.074\ {}^{o-1}$$

الآن قلنا في أحد الفصول السابقة أن سرعة الطائرة عند الإقلاع ستكون V=20m/s ، عند الإقلاع يجب أن تكون قوة الرفع مساوية لوزن الطائرة، لذا

$$W = L$$
$$\Rightarrow W = \tfrac{1}{2}\, r\, V_{TO}{}^2 S\, C_{La}\, a_{TO}$$

حيث TO ترمز للاقلاع (Take-Off)

زاوية الجناح التي نريد الإقلاع عندها a_{TO} يجب أن لا تكون صغيرة أكثر من اللازم حتى لا نضطر إلى زيادة مساحة الجناح (وبالتالي وزنه)، ويجب أن لا تكون كبيرة أكثر من اللازم حتى لا نصل إلى زاوية الانهيار أثناء التحكم بالطائرة وهي في الجو[1] ، لذا سنأخذها بقيمة 8^o (وهي بعيدة عن زاوية الانهيار التي أقدرها بصورة غير دقيقة بـــ 12^o).

الآن نعوض لحساب مساحة الجناح:

$$70 = \tfrac{1}{2} \times 1.2 \times 20^2 \times S \times 0.074 \times 8^o$$
$$\Rightarrow S = 0.49$$

الآن نحسب طول الباع وطول الوتر

$$b = \sqrt{S\,A} = \sqrt{0.49 \times 5} = 1.56m$$
$$c = \sqrt{S/A} = \sqrt{0.49/5} = 0.31m$$

نلاحظ أن الجناح أطول من الطائرة ، وهذا امر عادي. لكن نخشى أن يلزمنا بنية قوية (وثقيلة) له، لذا إن وجدنا في خطوات التصميم التالية أن البنية أثقل من المقبول ، فعلينا الرجوع إلى هنا وتقليل النسبة الباعية وإعادة الحسابات، إن أن نصل إلى وضع مرضي، بل قد يلزمنا الرجوع والتعديل على الخطوات السابقة لهذا الفصل . وهذا أمر عادي في التصميم المفاهيمي.

---

[1] يجب الانتباه إلى ا ذ الاستمرار في الطيرا ذ بعد انتهاء عمل المحرك معناه تناقص السرعة ، فنضطر إلى زيادة زاوية الهجوم للمحافظة على الرفع، لكن يجب عدم الاعتماد على هذا كثيرا لاننا سنصل إلى زاوية الانهيار وستسقط الطائرة، لذا لا بد من جعل الطائرة تهبط عندما مرور فترة من الزمن تهبط فيها السرعة إلى سرعة الإقلاع أو أقل بقليل.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

إذن خلاصة التصميم في هذا الفصل :

$b = 1.56m$
$c = 0.31m$
$a_{TO} = 8^o$
A=5
$S = 0.49m^2$

أما السمك الأقصى للجناح فنحدده في فصل تصميم بنية الجناح

المراجع

Corke , “Design of aircraft” , 2003

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

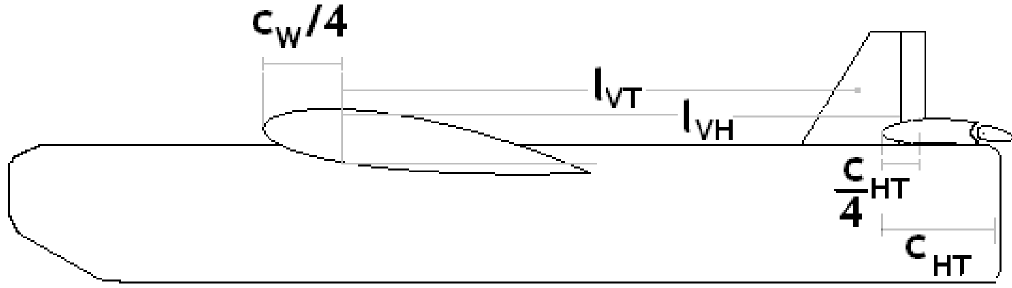
بسم الله الرحمن الرحيم

6
تصميم أبعاد الذيل

6.1 مقدمة نظرية

وظيفة الذيل هي اعطاء استقرارية للطائرة، بالاضافة إلى اعطاء آلية للتحكم من خلال الجزء المتحرك من الذيل.

هذا الفصل يتحدث عن تصميم أبعاد الذيل وعن المكان الأنسب لوضعه. سنرمز للذيل الرأسي بالرمز VT وللذيل الأفقي بالرمز HT وبالرمز W للجناح، مثلا S_{HT} معناها مساحة الذيل الأفقي ،وهكذا . أيضا أنظر إلى الشكل التالي لتعرف معنى بعض الرموز المهمة



عادة تكون l_{VT} و l_{HT} حوالي نصف طول الطائرة أو أقل بقليل .

أما مساحة الذيل العمودي فتحسب بالمعادلة التجريبية التالية:

$$S_{VT} = 0.03\frac{b_W S_W}{l_{VT}}$$

أما مساحة الذيل الأفقي فتحسب بالمعادلة التجريبية التالية:

$$S_{HT} = 0.5\frac{c_W S_W}{l_{HT}}$$

حيث S_W c_W b_W هي مساحة وطول وتر وطول باع الجناح (رمزنا لها سابقا بـــ S c b) النسبة الباعية للذيل الأفقي A_{HT} سنختارها نحن، والأصل ان تكون كبيرة نسبياً. وسوف نختار الذيل الأفقي مستطيل الشكل ، لذا نستطيع أن نكتب (كما فعلنا في الفصل السابق):

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT}\, A_{HT}}$$

$$c_{HT} = \sqrt{S_{HT} / A_{HT}}$$

يفضل أن يكون الذيل الأفقي أخفض من الجناح أو على مستواه الأفقي أو أعلى قليلاً.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

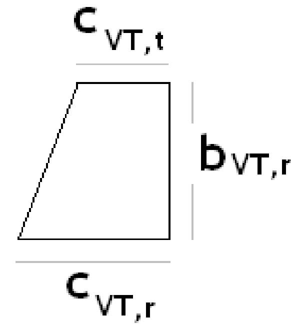
النسبة الباعية للذيل العمودي تكون عادة (1.5 – 2) و طول وتر العلوي مقسوم على طول وتره السفلي يساوي عادةً حوالي 0.5 $(l \sim 0.5)$. (بما أنه ليس مستطيل الشكل فالنسبة الباعية يصبح معناها هنا مربع طول الباع مقسومة على المساحة)

$$b_{VT} = \sqrt{S_{VT}\, A_{VT}}$$

$$c_{VT,r} = \frac{2\, S_{VT}}{b_{VT}(1 + l\,)}$$

$$c_{VT,t} = \frac{2\, l\, S_{VT}}{b_{VT}(1 + l\,)}$$

حيث



ينصح أن لا يكون الذيل الرأسي أما الأفقي أو العكس ، ونحن سنجعل الذيل الرأسي هو الذي في الأمام.

6.2 طائرتنا

قلنا في متطلبات التصميم أن طول الطائرة حوالي متر. إذن

$$l_{HT} \approx \frac{1m}{2} = 0.5m$$

أما الذيل الرأسي فقلنا أنه يجب أن يكون متقدم عن الأفقي لذا سنأخذه أقل قليلا ليكون $l_{VT} \approx 0.4m$.

مساحة الذيل الأفقي تساوي

$$S_{HT} = 0.5\frac{c_W S_W}{l_{HT}} = 0.5\frac{0.31 \times 0.49}{0.5} = 0.152m^2$$

وإن أخذنا نسبة باعية تساوي 5 فسنحصل على الأبعاد التالية :

$$b_{HT} = \sqrt{S_{HT}\, A_{HT}} = \sqrt{0.152 \times 5} = 0.87m$$

$$c_{HT} = \sqrt{S_{HT} / A_{HT}} = \sqrt{0.152 / 5} = 0.17m$$

مساحة الذيل الرأسي تساوي

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$S_{VT} = 0.03\frac{b_W S_W}{l_{VT}} = 0.03\frac{1.56\times 0.49}{0.4} = 0.057m^2$$

لنأخذ النسبة الباعية للذيل الرأسي تساوي 1.7 $\left(A_{VT} = 1.7\right)$ إذن :

$$b_{VT} = \sqrt{S_{VT}\ A_{VT}} = \sqrt{0.057\times 1.7} = 0.311m$$

$$c_{VT,r} = \frac{2\,S_{VT}}{b_{VT}\left(1+\,l\,\right)} = \frac{2\times 0.057}{0.31\times\left(1+0.5\right)} = 0.245m$$

$$c_{VT,t} = \frac{2\;l\;S_{VT}}{b_{VT}\left(1+\,l\,\right)} = \frac{2\times 0.5\times 0.057}{0.31\times\left(1+0.5\right)} = 0.12m$$

سمك الذيل الافقي سنحسبه في خطوات التصميم اللاحقة، أما سمك الذيل الرأسي فسنقدره منطقيا وسيكون أقل من سمك الذيل الأفقي .

المراجع

Corke , “Design of aircraft” , 2003

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

7

تصميم بنية الطائرة

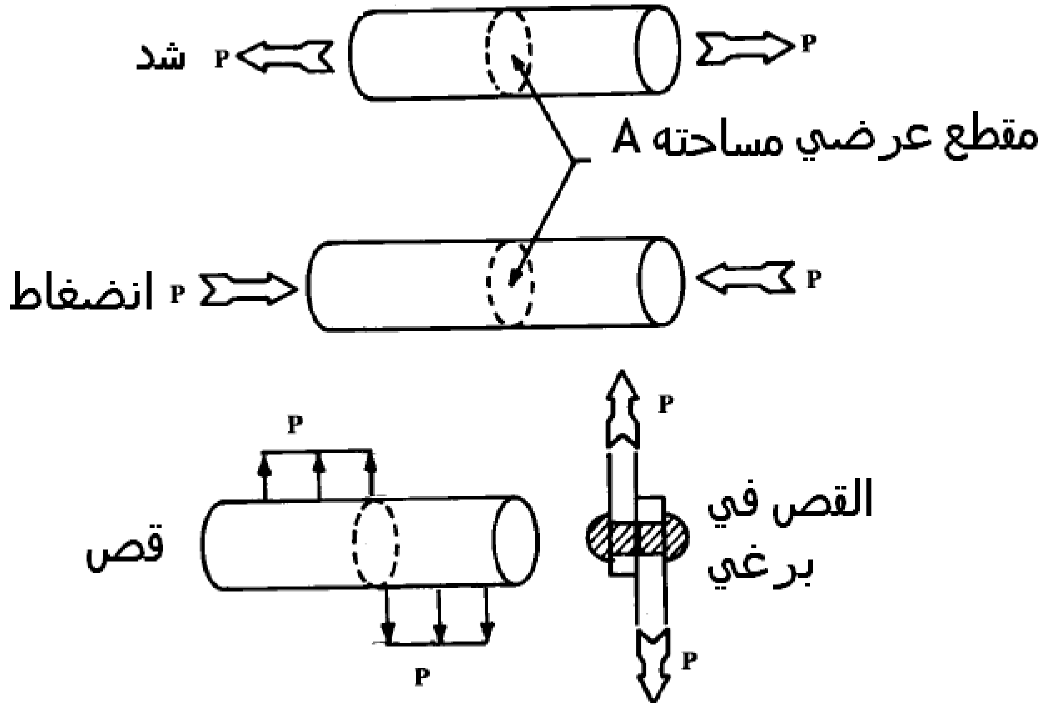
7.1 مقدمة نظرية

عند تصميم قطعة في آلة ميكانيكية (طائرة أو سيارة أو ماكينة ...) فلا بد أن نحرص على أن لا تنهار هذه القطعة (أن لا تتكسر أو تتقطع مثلاً)، أيضا لا بد أن لا تكون هذه القطعة أثقل من اللازم. لذا فنحن يهمنا أن نعرف أبعاد أخف قطعة يمكن استخدامها دون أن تنهار. أي أن الاجهاد على أي قطعة يجب أن يكون أقل من اجهاد الانهيار؛ بل ولا بد أن يكون أقل من اجهاد الانهيار مقسوما على معامل الأمان، حيث أن معامل الأمان هو رقم أكبر من 1 (في الطائرات يكون عادة 1.5).

إذن الآن يجب أن نأخذ فكرة عن الاجهاد الناتج من قوة معينة وفكرة عن اجهاد الانهيار.

الاجهاد الناتج عن قوة:

هناك ثلاث أنوع من الاجهادات الناتجة عن قوة وهي اجهاد الشد واجهاد الانضغاط واجهاد القصّ ، أنظر الشكل التالي:



PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

1 – اجهاد الشد s : لو أثرنا بقوة شد مقدارها P على جزء بنيوي، فإن اجهاد القص الناتج يساوي

$$s = \frac{F}{A} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(1)$$

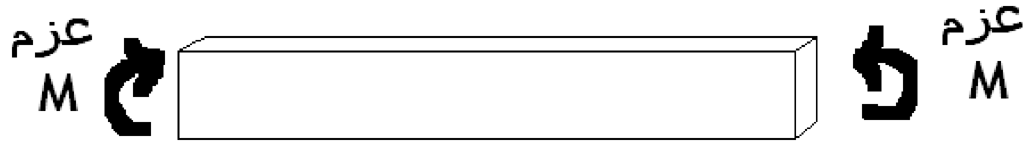
2 – اجهاد الانضغاط s : لو أثرنا بقوة شد مقدارها P على جزء بنيوي، فإن اجهاد القص الناتج يساوي

$$s = \frac{F}{A} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(2)$$

3 – اجهاد القص t : لو أثرنا بقوة قص مقدارها P على جزء بنيوي، فإن اجهاد القص الناتج يساوي

$$t = \frac{F}{A} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(3)$$

ايضا الاجهادات يمكن أن تنشأ عن العزوم، مثلا للعزم المؤثر على عارضة منتظمة كما في الشكل



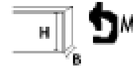
يكون الاجهاد الناتج متغير وأعلى قيمة له هي

$$s = \frac{M\, y_{\max}}{I} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(4)$$

حيث M هو العزم

$y_{\max}$ هي المسافة بين مركز مساحة المقطع العرض وحافة المقطع للعارضة

I هو عزم القصور الذاتي للمقطع العرضي للعارضة.

بعض صيغ عزم القصور الذاتي I والمساحة A و $y_{\max}$ مبينة في الجدول التالي، لكن يجب الانتباه إلى أن هذه الصيغ للعزم الموجود في مستوى التماثل الرأسي للمقطع العرضي. أي أن المقطع الأول في الجدول هو لحالة 

الجدول (1)

	A	I	$y_{\max}$
H B	BH	$\frac{BH^3}{12}$	$\frac{H}{2}$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

b, H, h, B	$BH - bh$	$\frac{BH^3 - bh^3}{12}$	$\frac{H}{2}$
R	πR^2	$\frac{\pi R^4}{4}$	R
r, R	$\pi\left(R^2 - r^2\right)$	$\frac{\pi\left(R^4 - r^4\right)}{4}$	R
t<<R, t, R	$2\pi R t$	$\pi R^3 t$	R
عدد اعضاء التقوية N، سمك مهمل، R، مقطع عرضي لعضو تقوية مساحته A_{st}	-	$\frac{N R^2 A_{st}}{2}$	R

<u>اجهاد الانـهيار:</u>

عند تعرض أي قطعة بنيوية لاجهاد أعلى من قيمة محددة (تسمى اجهاد الانهيار) فإن هذا القطعة ستنهار وهناك قية لاجهاد الانهيار للشد تنقطع عندها القطعة، وقيمة لاجهاد الانهيار للانضغاط تتكسر عندها القطعة، وقيمة لاجهاد الانهيار للقص تنقص عندها القطعة.

واجهادات الانهيار هذه تعتمد على مادة القطعة، وتأخذ من الجداول، مثلا الجدول التالي

الجدول (2)

المادة	الكثافة ρ Kg/m^3	σ_y (للشد والانضغاط) $\times 10^6 Pa$	τ_y (القص) $\times 10^6 Pa$	E (معامل المرونة) $\times 10^9 Pa$
Steel(ASTM-	7860	250	145	200

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

A36)				
Steel(ASTM-A913) Grade 450	7920	450	145	200
Aluminum 1100-H14(99%Al)	2710	95	55	70
Aluminum 2014-T6	2800	400	230	75

لاحظ أن الجدول أعطانا خصائص متباينة للفولاذ (بسبب اختلاف السبيكة) ونفس الكلام عن الألمنيوم. إذن لا يكفي أن نعرف أن المادة هي ألمنيوم مثلاً كي نحدد مواصفاتها، بل يجب أن نعرف معلومات أكثر، (الأصل أن تكن هذه القيم معطاة من الشركة المصنعة للمواد).

اجهاد انهيار الانبعاج:

في حالة اجهاد الانضغاط هناك نوع اضافي من الانهيار قد يحصل عند اجهادات أقل من اجهاد الانهيار العادي، وهو انهيار الانبعاج ، حيث تنثنى القطعة بصورة لا تعود معها قادرة على تحمل أي القوة.



اجهاد الانبعاج للأعمدة يحسب بالمعادلة

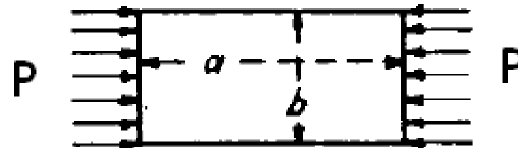
$$s_{cr} = \frac{p^2 E I}{L_e^2} \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(5)$$

حيث L_e هو الطول المكافئ للعمود، ويساوي الطول الحقيقي للعمود مضروب بمعامل يعتمد علي كيفية تثبيت النهايتين.

اجهاد الانبعاج للصفائح الرقيقة يحسب بالمعادلة

$$s_{cr} = K E \left(\frac{t}{b}\right)^2 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(6)$$

حيث t هو سمك الصفيحة و a هو طولها و b هو عرضها



PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

و K معامل يعتمد على كيفية تثبيت الطرفين والنهايتين، ونوجده من الجداول والأشكال المختصة. و E هو معامل المرونة وهو خاصية من خواص المادة ونأخذه من جداول المواد (أنظر الجدول السابق).

إذن في الطائرة يجب أن يكون اجهاد الشد على أي جزء بنيوي أقل من اجهاد الانهيار مقسوم على 1.5 (معامل الأمان ، (وهو يساوي تقريبا اجهاد المطاوعة)، إذن

$$s < s_u/1.5 \quad \equiv \quad s < s_y \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(7)$$

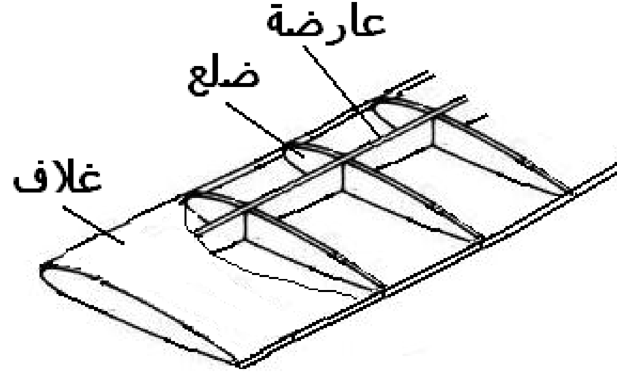
ونفس الكلام عن اجهاد الانضغاط والقص.

أيضا يجب أن يكون اجهاد الانضغاط أقل من اجهاد الانبعاج مقسوم على معامل الأمان (1.5) ، أي

$$s < s_{cr}/1.5 \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots(8)$$

7.2 بنية جناح طائرتنا

سنختار بنية بسيطة للجناح وهي كما في الشكل التالي تتكون من عارضة رئيسية وأضلاع وغلاف :

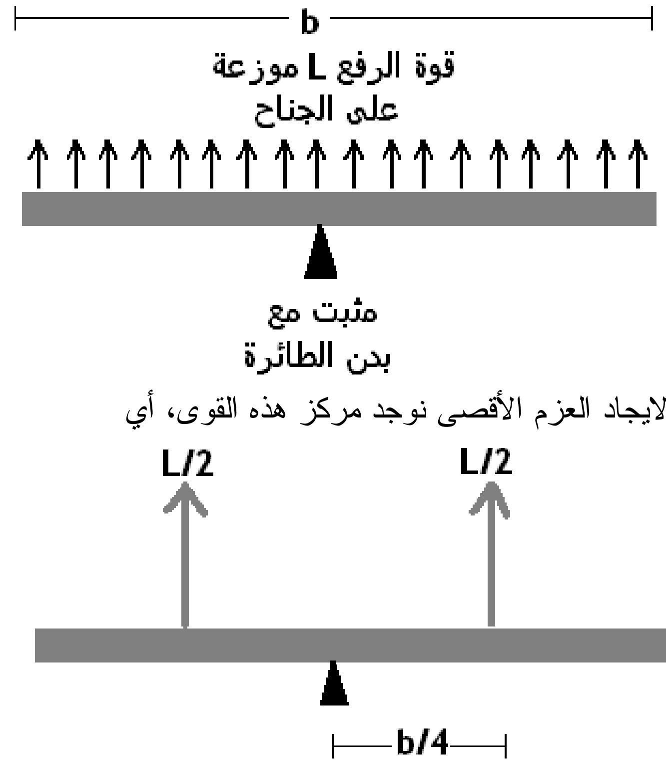


تصميم العارضة الرئيسية:

العارضة الرئيسية موجودة على مسافة ربع الوتر من مقدمة الجناح عادة ويجب أن تتحمل العزم الناتج عن قوة الرفع ، وتكون موصلة مع بدن الطائرة من منتصف طولها. ونثبت عليها الأضلاع والغلاف.

الآن يجب أن نحسب اقصى عزم ناتج من قوة الرفع القصوى الموزعة على الجناح، لو فرضنا أن قوة الرفع موزع باتظام على الجناح ، فإن القوة المؤثرة على العارضة تكون كالتالي

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



لايجاد العزم الأقصى نوجد مركز هذه القوى، أي

إذن العزم الأقصى يكون عند نقطة التثبيت مع الجناح وقيمته ، هي

$$M_{Max} = \frac{L}{2}\frac{b}{4} = \frac{Lb}{8}$$

أيضا قلنا سابقا أن أقصى قوة رفع سنسمح بها هي 2W ، إذن

$$M_{Max} = \frac{W\,b}{4}$$

الآن لايجاد الاجهاد الأقصى في العارضة الناتج من هذا العزم نعوض في معادلة (4)

$$s = \frac{M\,y_{\max}}{I} = \frac{W\,b\,y_{\max}}{4I}$$

وكما قلنا سابقا يجب أن يكون أقل من s_y للابتعاد عن اجهاد الانهيار (بمعامل أمان مقداره 1.5)

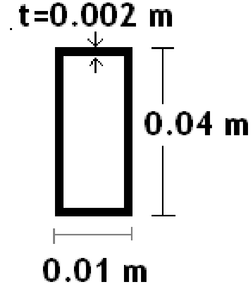
$$s_{Max} < s_y$$

$$\Rightarrow \frac{W\,b\,y_{\max}}{4I} < s_y$$

وهذه هي المعادلة التي سنستخدمها في التصميم (الشرط)، إذن يجب أن نبحث الآن عن أبعاد المقطع العرضي (والتي ستحدد I و y_{Max}) و نوع المادة (التي ستحدد s_y) اللتان ستحققان الشرط السابق.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

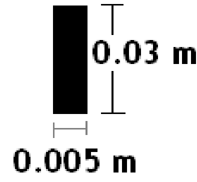
لنفرض أننا بحثنا عن القضبان المتوفرة عندنا فوجدناها بالمقاطع العرضية والخواص التالية:



ألمنيوم

$\sigma_y = 100\times10^6$ Pa

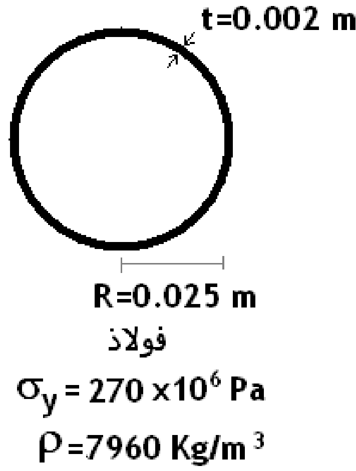
$\rho = 2720$ Kg/m^3



فولاذ

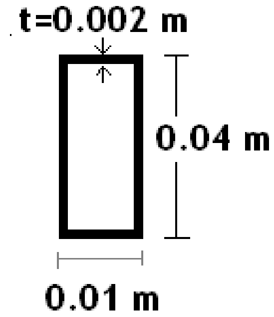
$\sigma_y = 250 \times10^6$ Pa

$\rho = 7860$ Kg/m^3



الآن نحسب I و y_{Max} لكل مقطع ونرى هل تحقق الشرط $\frac{W\,b\,y_{\max}}{4I} < s_y$ (للتذكير $b = 1.56m$ و $W = 70\,N$)، (أيضا تذكر اننا قلنا في فصل 5 أن الوضع المفضل ايروديناميا للسمك الأقصى للجناح (اي ارتفاع مقطع العارضة هنا) هو $\left((t/c)_{Max} \sim 0.14\right)$، أي $(t \sim 0.14\times0.31 \sim 0.04m)$)، ايضا نريد أن يكون وزن العارضة مقبول.

نبدأ بالمقطع الأول



ألمنيوم

$\sigma_y = 100\times10^6$ Pa

$\rho = 2720$ Kg/m^3

بالاستعانة بالجدول (1) :

$$I = \frac{B^3H - b^3h}{12} = \frac{0.04^3\times0.01-(0.04-2\times0.002)^3\times(0.01-2\times0.002)}{12}$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\Rightarrow I = 3\times10^{-8}\, m^4$$ [1]

$$y_{\max} = \frac{0.04}{2} = 0.02m$$

$$s_{\max} = \frac{W\, b\, y_{\max}}{4I} = \frac{70\times1.56\times0.02}{4\times3\times10^{-8}} = 18.2\times10^{6}\, Pa$$

وهي أقل من $\left(s_y = 100\times10^{6}\right)$، إذن الشرط تحقق ، ونلاحظ أن ارتفاع المقطع هو 0.04m وهي القيمة التي نرغب بها ايروديناميا كما أسلفنا.

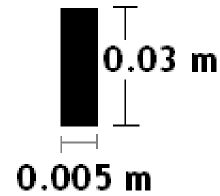
يبقى أن نرى الكتلة، أولا مساحة المقطع العرضي من الجدول (1)

$$A = BH - bh = 0.04\times0.01 - (0.04 - 2\times0.002)\times(0.01 - 2\times0.002)$$
$$= 1.84\times10^{-4}\, m^2$$

$$m = r\, Ab = 2720\times1.56\times1.84\times10^{-4} = 0.78\, Kg$$

وهي قيمة جيدة ،

الآن نحسب للمقطع الثاني :



فولاذ

$\sigma_y = 250 \times10^{6}$ Pa

$\rho = 7860$ Kg/m^3

فنحصل على

$$I = 1.125\times10^{-8}\, m^4$$

$$s_{\max} = 72.8\times10^{6}\, Pa \quad \left(< \left(s_y = 250\times10^{6}\, Pa\right)\right)$$

$$m = 1.84\, Kg$$

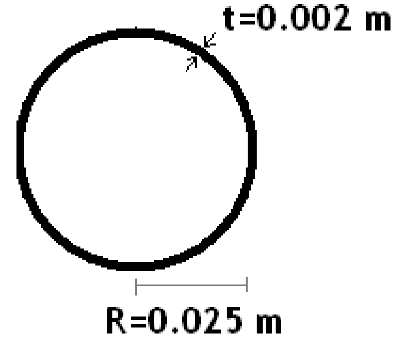
يحقق الشرط لكنه أثقل من الأول، إذن نرفضه ،

نجرب التالي :

---

[1] لو حسبنا I لنفس المقطع لكن مع قلب المقطع بهذه الصورة ▭ فستكون 2.7×10^{-9} ، أ ي أنها أضعف بعشر مرا ت ! لذا دائما نضع المقطع العرضي بحيث يكون ممتد رأسياً.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



فولاذ

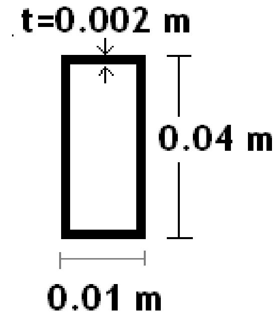
$\sigma_y = 270 \times 10^6$ Pa

$\rho = 7960$ Kg/m ^{3}

بعد الحساب نحصل على:

$$I = 8.7 \times 10^{-8} m^4$$
$$\sigma_{max} = 7.8 \times 10^6 Pa \quad \left(< \left(\sigma_y = 270 \times 10^6 Pa\right)\right)$$
$$m = 3Kg$$

كتلة كبيرة ، إذن مرفوض، إذن نختار الأول:



ألمنيوم

$\sigma_y = 100 \times 10^6$ Pa

$\rho = 2720$ Kg/m ^{3}

<u>غلاف الجناح</u>

نصنع من صفيحة ألمنيوم رقيقة ونقدر سمكها منطقياً ، مثلا لو توفرت لدينا صفيحة ألمنيوم سمكها $(t = 0.00025m)$ و الكثافة $(\rho = 2700 Kg/m^3)$ نستعملها، كتلة الغلاف ستكون تقريباً

$$m = 2ctb\rho = 2 \times 0.31 \times 0.00025 \times 2700 = 0.65Kg$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الأضلاع

وتحافظ على شكل الجناح . وسنقدر عددها وسمكها منطقياً، مثلا لنقل أننا نريد ضلع كل 10cm ، يعني نحتاج حوالي (N=15) ضلع، ونبحث عن صفيحة ألمنيوم بسمك مقبول ، مثلا لو وجدنا صفيحة ألمنيوم سمكها $(t = 0.001m)$ وكثافتها $(r = 2700Kg/m^3)$ نستعملها: وكتلتها ستكون تقريباً

$$m = N \times \frac{t_{w,\max} c}{2} t\, r$$

$t_{w,\max}$ هي سمك الجناح الأقصى (والذي أوجدنا قبل قليل عند تصميم العارضة وكان 0.04m ، إذن الكتلة تساوي تقريباً:

$$m = 15 \times \frac{0.04 \times 0.31}{2} \times 0.001 \times 2700 = 0.25Kg$$

وهي جيدة،

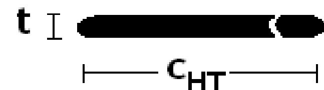
الآن نحسب الكتلة الكلية للجناح، وهي تساوي كتلة العارضة $(0.78Kg)$زائد كتلة الغلاف $(0.65Kg)$ زائد كتلة الأضلاع $(0.25Kg)$ زائد كتلة البراغي واللحام وغيره ونقدرها بـــ $(0.1Kg)$، وهي تساوي $(1.78Kg)$ وهي جيدة مقارنة بالكتلة الكلية للطائرة $(7Kg)$

7.3 بنية الذيل الأفقي

الذيل الأفقي يتعرض لقوة رفع نقدرها بـــ0.1 الرفع الموجود على الجناح (إن اكتشفنا أن هذه النسبة أقل من التي سنحسبها في الفصول القادمة، عندها لا بد من الرجوع إلى هنا لنتأكد أن بنية الذيل الأفقي قادرة على تحمل القوة الحقيقية.) إذن نحسب العزم الأقصى الذي يتعرض له الذيل الأفقي بنفس الطريقة التي اتبعناها للجناح، إذن

$$M_{\max} = \frac{W\, b_{HT}}{4} 0.1 = \frac{W\, b_{HT}}{40}$$

حيث b_{HT} هي طول باع الذيل الأفقي ، وحسبناه في فصل 6 وكان $0.87m$ ، أيضا من نفس الفصل c_{HT} (طول جذر الجناح) يساوي 0.17m . الآن بما أن العزم قليل نستطيع أن نصنع الذيل من صفيحة مصمتة، أعني



$$s = \frac{M\, y_{\max,HT}}{I} = \frac{W\, b_{HT}}{40} \frac{1}{\frac{1}{12} t^3 c_{HT}} \frac{t}{2} = \frac{3W}{20} \frac{b_{HT}}{c_{HT}} \frac{1}{t^2}$$

وشرط عدم حصول انهيار (مع معامل الأمان 1.5) هو

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$s_{\max} < s_y$$
$$\Rightarrow \frac{3W}{20}\frac{b_{HT}}{c_{HT}}\frac{1}{t^2} < s_y$$
$$\Rightarrow t > \sqrt{\frac{3W}{20}\frac{b_{HT}}{c_{HT}}\frac{1}{s_y}}$$

وهذا هو شرط عدم حصول الانهيار،

إذن لو توفرت لدينا مثلا مجموعة من صفائح الألمنيوم من نو له $s_y = 100\times10^6 Pa$ و $r = 2700Kg/m^3$ ، إذن نبحث عن صفيحة سمكها t يحقق الشرط

$$t > \sqrt{\frac{3\times70}{20}\times\frac{0.87}{0.17}\times\frac{1}{100\times10^6}}$$
$$\Rightarrow t > 7.33\times10^{-4} m$$

مثلا لو وجدنا صفيحة سمكها $t = 0.001m$ نستعملها ، كتلة الذيل الأفقي تساوي إذن

$$m = r\, t\, c_{HT} b_{HT} = 2700\times0.001\times0.87\times0.17 = 0.4Kg$$

7.4 بنية الذيل الرأسي

الذيل الرأسي يتعرض لقوى ايروديناميه ضعيفة ، لذا سنقدر سمكه ومادته بصورة منطقية ، مثلا لو استخدمنا صفيحة الألمنيوم التي استخدمنها للذيل الأفقي مثلاً ، أي $r = 2700Kg/m^3$ و $t = 0.001m$

فستكون أكثر من كافية، إذن الكتلة تساوي :

$$m = r \times S_{VT} \times t$$

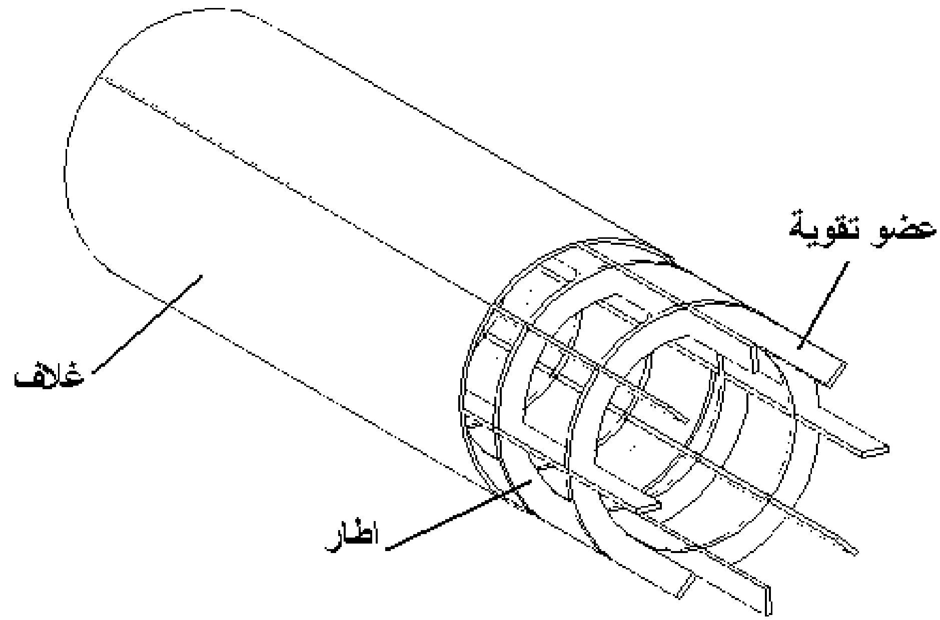
S_{VT} هي مساحة الذيل الرأسي وحسبناها في فصل 6 وكانت 0.057m . إذن الكتلة تساوي

$$m = 2700\times0.057\times0.001 = 0.15Kg$$

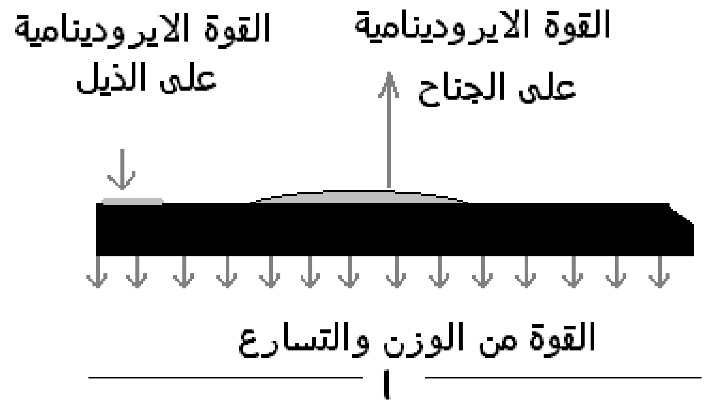
7.5 بنية بدن الطائرة

بنية بدن الطائرة تتكون من الغلاف، وسنعتبره المسؤول عن تحمل اجهاد الشد وأعضاء التقوية الطولانية وسنعتبرها مسؤولة عن تحمل اجهاد الانضغاط ، والإطارات وهي مسؤولة عن المحافظة على شكل البدن، أنظر الشكل:

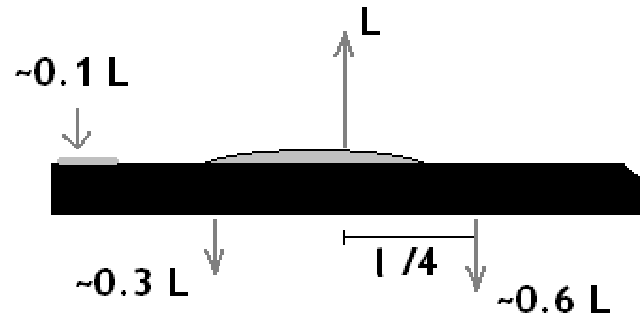
PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



اجهادا الشد والانضغاط في البدن ناتجان من عزم الانثناء، مثلا لو رسمنا رسمة تقريبية للقوى المؤثرة على طول بدن الطائرة فهي تقريباً:



ويمكن تقريبها بالصورة



ومنها نلاحظ أن قيمة أقصى عزم تكون عند الجناح وقيمتها تقريباً:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$M_{\max} = 0.6 L_{\max} \frac{l}{4} = 0.6 \times 2W \times \frac{l}{4}$$
$$\Rightarrow M_{\max} = 0.3W\,l$$

حيث l طول الطائرة

<u>تصميم غلاف بدن الطائرة</u>

يصنع من صفيحة رقيقة، وعادة يعتبر غلاف الطائرة هو المسؤول الوحيد عن تحمل اجهاد الشد الناتج من عزم الانثناء، ومن جدول (1) :

$$I = p\,R^3 t$$
$$y_{\max} = R$$

بالتعويض في معادلة (4) ، اجهاد الشد الناتج من الانثناء هو :

$$s = \frac{M_{\max} y_{\max}}{I} = \frac{0.3W\,l\,R}{p\,R^3 t} = \frac{0.3W\,l}{p\,R^2 t}$$

ويجب أن يكون أقل من s_y لمادة الغلاف، إذن :

$$\frac{0.3W\,l}{p\,R^2 t} < s_y$$
$$\Rightarrow t > \frac{0.3W\,l}{p\,R^2 s_y}$$

وهذا هو شرط الأمان من حصول الانهيار .

سنحاول اختيار أقل R ممكنة (لتقليل المقاومة الايرودينامية للطائرة)، لكن R ستكون طبعاً أكبر من نصف قطر المحرك (وهو كما في الفصل 4 يساوي 0.03175m)، لنجرب اختيار R تساوي 0.05cm .

لنفرض أننا وجدنا عدة صفائح ألمنيوم من نوع له $r = 2720 Kg/m^3$ و $s_y = 100 \times 10^6$ ، إذن :

$$t > \frac{0.3 \times 70 \times 1}{p \times 0.05^2 \times 100 \times 10^6}$$
$$\Rightarrow t > 2.6 \times 10^{-5} m$$

إذن لو وجدنا صفيحة سمكها 0.0005m فستكون أكثر من كافية، نحسب كتلتها:

$$m = 2p\,R\,t\,l\,r = 2p \times 0.05 \times 0.0005 \times 1 \times 2720 = 0.43 Kg$$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

تصميم أعضاء التقوية لبدن الطائرة

عادة تعتبر أعضاء التقوية هي المسؤولة الوحيدة عن تحمل اجهاد الانضغاط الناتج من عزم الانثناء، بالرجوع إلى الجدول (1) نجد أن

$$I = \frac{N R^2 A_{st}}{2}$$

$$y_{max} = R$$

إذن من معادلة (4) اجهاد الانضغاط الأقصى يساوي :

$$s_{max} = \frac{2M_{max}}{N R A_{st}} = \frac{2 \times 0.3 W \times l}{N R A_{st}} = \frac{0.6 W \times l}{N R A_{st}}$$

حيث

A_{st} هي مساحة مقطع كل عضو تقوية

R أخذناها قبل قليل 0.05m

N عدد أعضاء التقوية وسنأخذها 8 (افضل أن لا تقل عن 8 دائما . وأن تكون من مضاعفات الـــ4 حتى تعطي تماثل في التوزيع)

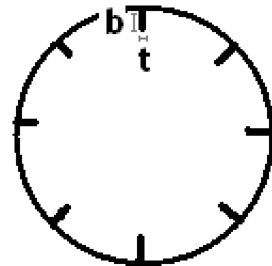
عادة أعضاء التقوية تصنع من صفائح رقيقة ؛ لذا يجب أن نحرص على أن لا يحصل لها انهيار انبعاجي، إذن

$$s_{max} < s_{cr}$$

و بتعويض صيغة s_{cr} للصفيحة الرقيقة من معادلة (6) ، نحصل على

$$\frac{0.6 W \times l}{N R A_{st}} < K E \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

t سمك عضو التقوية، b عرض عضو التقوية، K معامل يعتمد على طريقة التثبيت، ونحن سنختار عضو إحدى حوافه مثبتة بالغلاف والثانية حرة، وبالرجوع إلى الجداول نعرف أن K لهذه الحالة تساوي تقريباً 0.385 . المقطع العرضي للغلاف وأعضاء التقوية سيكون كالتالي:



الآن لنبسط المعادلة السابقة

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$\frac{0.6W \times l}{8Rbt} < \frac{0.385}{1.5} E \frac{t^2}{b^2}$$

$$\Rightarrow b < 3.4 \frac{REt^3}{Wl}$$

هذا هو شرط عدم حصول انهيار انبعاجي، أيضا نحن نريد أن يحصل انهيار عادي ، لذا يجب أن تكون

$$s_{max} < s_y$$

$$\Rightarrow \frac{0.6W \times l}{8Rbt} < s_y$$

$$\Rightarrow b > \frac{0.075W \times l}{Rts_y}$$

بدمج الشرطين معا نحصل على

$$\frac{0.075W \times l}{Rts_y} < b < \frac{3.4REt^3}{Wl}$$

أيضا قيمة b يجب أن تكون منطقية مقارنة بـــ R وان تكون الكتلة الكلية لأعضاء التقوية مقبولة.

الآن لنفرض أنه توفرت لدينا صفائح ألمنيوم من نوع له $E = 70 \times 10^9 Pa$

و $r = 2710 Kg/m^3$ و $s_y = 95 \times 10^6 Pa$ وسمك الصفائح هو :

$t = 0.001m, 0.0005m,$

نعوض للسمك $t = 0.001m$

$$\frac{0.075 \times 70 \times 1}{0.005 \times 0.001 \times 95 \times 10^6} < b < \frac{3.4 \times 0.005 \times 70 \times 10^9 \times 0.001^3}{70 \times 1}$$

$$\Rightarrow 0.01 < b < 0.017$$

اذن يمكن اختيار بـــ تحقق الشروط ، ولتكن 0.015m ، نحسب الكتلة ،

$$m = r\,N\,b\,t\,l = 2710 \times 8 \times 0.015 \times 0.001 \times 1 = 0.3252 Kg$$

الكتلة جيدة،

نجرب الآن للسمك الثاني $t = 0.001m$:

$$\Rightarrow 0.022 < b < 2.125 \times 10^{-3}$$

إذن يستحيل وجود b تحقق الشروط، إذن نعتمد الأولى

فعليه ، لدينا 8 أعضاء تقوية مصنوعة من صفائح الألمنيوم ذات سمك .001m ، كل عضو تقوية عرضه 0.015m كتلتها الكلية هي $0.3252 Kg$

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

الإطارات

وظيفة الإطارات هي المحافظة على شكل بدن الطائرة، أيضا القوى المؤثرة على بدن الطائرة تؤثر عليها (مثل تثبيت الجناح مع البدن يكون معها ومع أعضاء التقوية وليس مع الغلاف،ووزن حمولة الطائرة يكون عليها وعلى أعضاء التقوية وليس على الغلاف).

ونقدر سمك وعدد الإطارات بصورة منطقية، مثلا لنقل أننا نريد اطار سمكه 0.001m كل 15cm إذن سيلزمنا 7 اطارات، ولنقل أننا نريد اطار سمكه 0.05m عند الجناح (لنثبته فيه) ، ولنقل أننا نريد أن يكون عرض الاطار مساوي لعرض أعضاء التقوية،ولنفرض أن الاطارات من ألمنيوم كثافته $r = 2710Kg/m^3$ إذن الكتلة ستكون:

$$m = r(7\times 0.001+0.05)\times p\left(R^2-\left(R^2-b^2\right)\right)$$
$$= 2710(7\times 0.001+0.05)\times p\left(0.05^2-(0.05-0.015)^2\right) = 0.62Kg$$

وهي مقبولة.

إذن الكتلة الكلية لبنية بدن الطائرة هي كتلة الغلاف (0.43Kg) زائد كتلة أعضاء التقوية $(0.3252Kg)$ زائد كتلة الإطارات $(0.62Kg)$ زائد حوالي $(0.1Kg)$ لحام وبراغي وغيره. فالمحصلة هي $(1.475Kg)$

أما كتلة بنية الطائرة كاملة (البدن$(1.475Kg)$ والذيل الأفقي $(0.4Kg)$والذيل الرأسي$(0.15Kg)$ والجناح$(1.78Kg)$) فهي $(3.8Kg)$.

إذن يتبقى من وزن الطائرة $(3.2Kg)$ للحمولة والعجلات والمعدات. وهو وضع مقبول

المراجع:

Raymer, “Aircraft Design: A Coceptual Approach” , 1989 , Ch 14
Corke , “Design of aircraft” , 2003

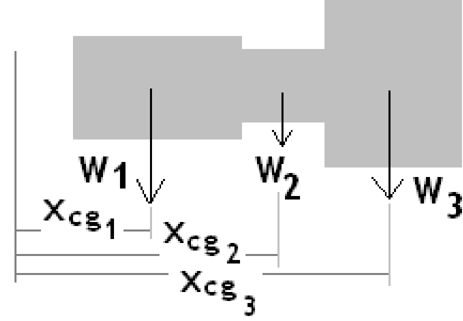
PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

8

مركز الجاذبية وهامش الاستقرارية

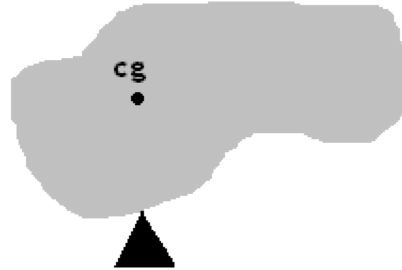
مركز الجاذبية cg (أو مركز الكتلة) هو النقطة التي يمكن اعتبار أن قوة الوزن تؤثر عندها، مثلا مركز الجاذبية لــ ▬ هو منتصفه (لأنه متماثل). أما الأجسام غير المتماثلة فيحسب مركز الجاذبية لها حساب، مثلاً مركز الجاذبية للشكل:



هو:

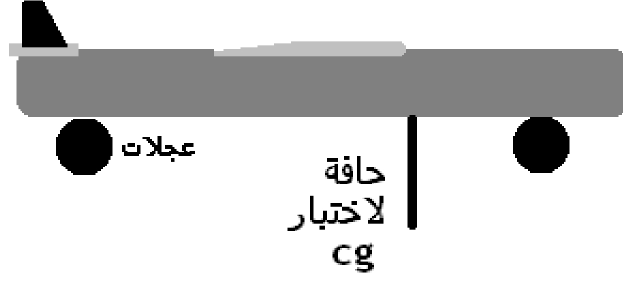
$$x_{cg} = \frac{x_{cg,1}W_1 + x_{cg,2}W_2 + x_{cg,3}W_3}{W_1 + W_2 + W_3}$$

هناك نتيجة مفيدة عمليا، وهي أنه لو وضعنا جسم ما تحت مركز جاذبية جسم ثاني، فإن الجسم الثاني لن يميل أو يسقط. مثلاً:



وهذه هي الطريقة التي يدب أن نستعملها للتأكد أن مركز الجاذبية لطائرتنا في مكانه المحسوب في التصميم، أعني بعد حساب مركز الجاذبية للطائرة والحمولة، نضع الطائرة على حافة ما (مباشرة فوق مركز الجاذبية المحسوب) لنرى هل ستتزن أم لا ، أعني :

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



، فإن اتزنت يكون مركز الجاذبية في المكان المحسوب، وإن لم تتزن نعدل الوضع والحمولة إلى أن تتزن في المكان الذي حسبنها في التصميم (طبعا يجب أن نثبت الحمولة حتى لا تتحرك أثناء الطيران ويتغير مركز الجاذبية)

الآن يأتي سؤال بديهي ، لماذا كل هذا الاهتمام بمركز الجاذبيبة ؟ الجواب لارتباطه المباشر بالاستقرارية الاستاتية. فكون مركز الجاذبية أمام مركز الرفع يعني أن الطائرة مستقرة استاتياً (مركز الرفع يكون عادة على مسافة ربع الوتر من مقدمة الجناح).

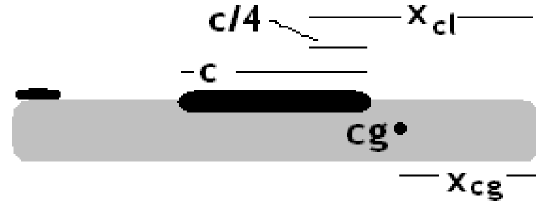
وكلما كان مركز الجاذبية أقرب إلى مقدمة الطائرة وأبعد عن مركز الرفع كلما كانت الطائرة أكثر استقرارية لكن للأسف أقل قابلية للتحكم والمناورة. وعليه يجب أن يكون في مكان معقول . ونحدد مكانه السليم بالاستعانة بحد اسمه هامش الاستقرارية (SM) ، ويعرف كالتالي:

$$S.M = \frac{x_{cl} - x_{cg}}{c}$$

x_{cl} حيث هي المسافة من مقدمة الطائرة إلى مركز الرفع

x_{cg} حيث هي المسافة من مقدمة الطائرة إلى مركز الجاذبية

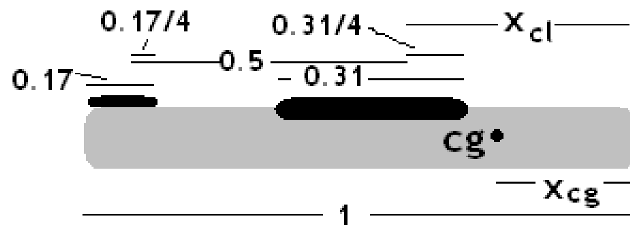
c طول وتر الجناح



و SM للطائرات العادية يكون بين (0.03-.1) ، أما في طائرتنا فسنختاره 0.16 (رغبة في زيادة الاستقرارية). الآن نحسب x_{cl} بناء على أبعاد الطائرة التي حددناها سابقا ثم سنحسب x_{cg} .

ملخص ما حسبناها لطائرتنا من أبعاد تهمنا هنا هو :

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com



إذن يمكن ببساطة حساب x_{cl} من الشكل وستساوي 0.373 ، الآن نحسب x_{cg} :

$$S.M = \frac{x_{cl} - x_{cg}}{c}$$

$$\Rightarrow 0.16 = \frac{0.37 - x_{cg}}{0.31}$$

$$\Rightarrow x_{cg} = 0.32m$$

لاحظ أن المسافة بين مركز الجاذبية ومركز الرفع هي فقط 5cm ، وهذا يؤكد أهمية التأكد العملي من أن مركز في مكانه المحسوب.

مراجع

Corke , “Design of aircraft” , 2003

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

9

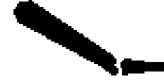
وضع الجناح والذيل الأفقي والرافع

الآن نريد أن نختار زوايا ميل الجناح والذيل الأفقي والرافع (الجزء المتحرك من الذيل الأفقي)، وهناك الكثير من الخيارات المحتملة، لكن لو أردنا من الطائرة أن تسير على الأرض أثناء الإقلاع وهي أفقية (موازية للأرض) ثم تقلع وهي موازية للأرض، فيجب أن يكون الجناح هو المائل. أيضا يجب أن يكون الذيل والرافع في وضع يجبران فيه الطائرة على البقاء أفقية أثناء مغادرة الأرض.

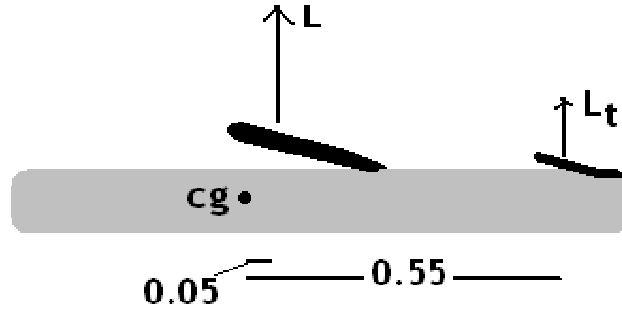
أما ميل الجناح فهي مسألة بسيطة ، فقد قلنا سابقا أننا نريد أن تكون زاوية الهجوم للطائرة أثناء الإقلاع 8^o ، وعليه فستكون هذه نفسها زاوية ميل الجناح عن الطائرة، إذن



الآن نريد أن نحسب زاوية الذيل الأفقي والرافع التي ستجعل الطائرة ترتفع وهي أفقية. بامكاننا أن نجعل الذيل الأفقي أفقي وأن نحسب الزاوية المناسبة للرافع لتعطي التأثير المطلوب، لكننا سوف نجعل الرافع هو الأفقي أثناء الإقلاع ونريد أن نحسب زاوية الذيل الأفقي المناسبة لتعطي الأثر المطلوب، أي سيكون الوضع :



أول شيء يجب حساب القوة التي يتعرض لها الذيل، بالرجوع للفصل السابق نستطيع أن نضع الأبعاد التالية على الرسم التالي:



وكي يكون هناك توازن يجب أن تكون العزوم حول مركز الجاذبية متعادلة ، أي :

$$0.05L = -0.55L_T$$

و L عند الوزن تساوي الوزن أي 70N ، لذا:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$L_T = -\frac{0.05}{0.55} 70 = -6.36N$$

إذن الآن علينا البحث عن زاوية الذيل الأفقي التي ستعطينها هذا المقدار من الرفع السالب (أي للأسفل)، معادلة رفع الذيل لحالتنا هي :

$$L_T = \tfrac{1}{2} r U^2 S_T C_{L_a,T}\left(i_T + \Delta a_{T0} - \frac{\partial e}{\partial a} a_W\right)$$

حيث r هي كثافة الهواء وتساوي في الظروف العادية $1.225 Kg/m^3$

U هي سرعة الطائرة عند الأقلاع ، وهي 20m/s

S_T مساحة الذيل الأفقي (بما فيه الرافع) ، وحسبناها في فصل 6 وكانت $0.152m^2$

$C_{L_a,T}$ مشتقة معامل الرفع وهي كما في فصل 5 :

$$C_{L_a,T} = \frac{2p \times A}{2 + \sqrt{4 + A^2}} \frac{1}{57.3} \ (^{o-1})$$

والنسبة الباعيةِ A للذيل قلنا في فصل 6 أنها تساوي 5 . إذن لدينا:

$$C_{L_a,T} = \frac{2p \times 5}{2 + \sqrt{4 + 5^2}} \frac{1}{57.3} \ (^{o-1}) = 0.074^{o-1}$$

i_T هي زاوية ميل الذيل عن الأفقي (اي التي نريد حسابها)

Δa_{T0} ناتجة من تأثير اختلاف ميل الرافع عن ميل باقي الذيل الأفقي (التحدب)

$-\frac{\partial e}{\partial a} a_W$ ناتجة من تأثير الجناح على اتجاه الريح الساقطة على الذيل (الاجتراف السفلي).

لن ندخل في تفاصيل آخر حدين، لكن بالاستعانة بـــ"كتاب Raymer صفحة 423-425"[1] نجد أن $-\frac{\partial e}{\partial a} a_W$ لحالتنا تساوي:

$$-\frac{\partial e}{\partial a} a_W = -0.5 \times 8^o = -4^o$$

اما Δa_{T0} : فلو أخذنا طول الرافع مساوي تقريباً لــ 0.1 من طول وتر الذيل الأفقي ، أعني $c_e / c_T \sim 0.1$ في الرسم التالي :



ولو افترضنا أن زاوية الذيل ستكون أقل من 10^o ، عندها بالرجوع إلى "كتاب Raymer صفحة 418-422"[2] ، نجد أن $\Delta a_{T0} = -0.5 i_T$، إذن تصبح معادلة رفع الذيل:

---

[1] انظر المراجع
[2] انظر المراجع

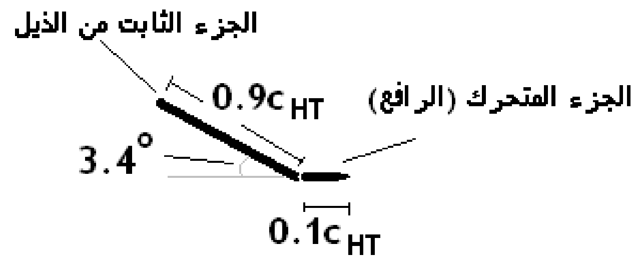
PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$-6.36 = \frac{1}{2}(1.225)(20)^2(0.152)(0.074)(i_T - 0.5i_T - 4^o)$$

إذن:

$$i_T = 3.4$$

يعني الذيل سيصبح كالتالي:



الأصل أن يكون هذا الوضع مناسب لأن تقلع الطائرة أفقيا، لكن عند التجربة قد نجد وضع أفضل من هذا ، فهذا تصميم مفاهيمي وليس نهائيي وهو قابل للتعديل. بعد الطيران تصير مهمة الرافع هي التحكم في ارتفاع الطائرة وفي ميلها. ويتم تحريكه بواسطة محرك كهربائي صغير اسمه الـــservo . ويتم التحكم فيه عن بعد في طائرتنا، لكن هذه التفاصيل خارج نطاق التصميم المفاهيمي.

مراجع

Raymer, “Aircraft Design: A Coceptual Approach” , 1989 , Ch 14

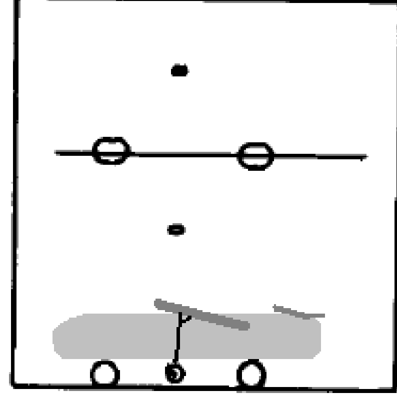
PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

10

العجلات

الآن يأتي دور العجلات ، ولن نتوسع في موضوعها فقط سنحدد شكل العجلات التي نرغب بها وسنختار الشكل يشبه هذا:



عجل في المقدمة وعجل في المؤخرة ، وعجلين أصغر حجما مثبتين على الجناح (يمين ويسار الطائرة). وطائرتنا أفقي كما سبق وقلنا.

للاستزادة انظر الفصل الحادي عشر من

Raymer, “Aircraft Design: A Coceptual Approach” , 1989 , Ch11

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

11

زمن الطيران

من الصعب تحديد زمن الطيران، خصوصا أن الاحتكاك الناتج عن العجلات لا أعرفه، لكن لو كان زمن الطيران مجرد 10 ثواني فما المشكلة (والمدى 200 متر)! المهم أن تطير الطائرة، ثم يأتي التطوير والتعديل. بل حتى لو كان زمن الطيران قليل فيمكن زيادته بطريقة سبق أن أشرنا إليها في فصل "تصميم المحرك" ، أعني اضافة محرك صاروخي ثاني ضعيف الدفع طويل مدة الاحتراق . لكن هذا الكلام سابق لأوانه ، المهم الآن أن نضمن أن تطير الطائرة، وإن لم تطر يجب أن نبحث عن الحلول، ثم يأتي دور التحسينات مثل زيادة زمن الطيران.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

خاتمة

انتهى الكتاب والتصميم، وأعيد وأبين أن هذا تصميم مفاهيمي وليس نهائي، ويحتاج إلى تعديل ، والتعديل يتم بدراسة أوسع للتفاصيل ، وبالتجارب، ففشل إحدى التجارب ليس بالأمر المستبعد ، لكن المهم أن نعرف ماذا نعدل على التصميم بعد كل تجربة. ولا أستطيع أن أعطي حلول قبل أن أعرف ما هي المشاكل . فمن جرب صناعة هذا التصميم أتمنى أن يعطيني نتائج تجاربه حتى يتم تطوير التصميم وتعديله.

ملاحظة : لا بأس في التجارب الأولى من الاستغناء عن محرك الرافع وتثبيت الرافع إن كان هناك ضرورة لذلك (كعدم توفر جهاز تحكم عن بعد)، لكن للعلم أتوقع أن يكون مسار الطيران عندها كالتالي:



واحتمال كبير أن تسقط الطائرة، فإن حصل هذا تكون الطائرة قد نجحت في الاختبار الأول !!!!! ويبقى اعادة التجربة مع وجود محرك كهربائي يحرك الرافع وفق الأوامر الواصلة بواسطة جهاز التحكم عن بعد .

ما أقصده من هذه الملاحظة أنه لا داعي لانتظار الحصول على جهاز تحكم عن بعد ومحرك كهربائي للرافع، بل يمكن البدأ بالتجارب قبل توفرهما. أيضا هذا سيوفر علينا بعض المال إن تحطمت الطائرة.

بالتوفيق إن شاء الله

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مفتاحي العام الثاني لبرنامج اسرار المجاهدين النسخة الثانية:

#---Begin Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---
pyHAf8xhSSD1F4oni8BCcTFtcU+Ab2H31KoW+zxRoPHBmEj9Lf
CyfQL6RZM8NtkMcBrS/hKaZl1EQ6Es6J37eA1VsG19HBwPj9dl
9IUCbJ15KJYt5DLDNN/iZj5EcMMPpSxtgSFwngxGjeJAJ1XCGs
uzNPmjrmgE/guFUlHC0Ncr+z94iJov5SYCfxZ46Tc2ZR1yTO1M
exblu6qD9+gv0Q8x0Box9wkiXgAXS9e+qQUuvjS7NG+epcXKkj
p1ua1C9Q8Kjzfbe7To6bwBN4XNYm0BAyPwTvLBUURojCZd2yMy
QiVi6lHeXoBZAqsl9xrFGCnf0Ybcf2/5iDe87IGMNIKPGDWk2X
U73juuxdTTYYJxTgS1tWazLsHVNByE3eLPp9whZb4NUhAgKjjQ
kgFxtMkfjCj3RcPFe4bLiTJ98U+otTLCKRMt93L7b7owGpW1Fs
Ln4puIVaRB4BsJAcPcoWYLxw01GtpAMUdWSmdtPjmJ1rMURm6B
sSvrBEs5mEcp/ObOGsPpaYmzNJCGrey8JvnSyasPudKEi5+umk
sx

#---End Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

بسم الله الرحمن الرحيم

تصميم طائرة ب-1

المهندس عبدالرحمن

مقدمة

هذا التصميم سيكون لطائرة براكب واحد سرعتها $100m/s$ وكتلتها 400Kg، تعمل بواسطة محرك سيارة (Nissan) يستعمل لتدوير مروحة أمامية .

هذا التصميم سيكون مختصر جداً (بل ناقص!)، لكنه سيثبت إمكانية استخدام محرك سيارة لصناعة طائرة براكب واحد .

أما سبب عدم التفصيل في الكتاب فهو:

1 – انشغالي بترجمة المرجع الرئيسي للكتاب (وهو "Design of aircraft" , Corke) ، فأنا أريد أن أنهي دورة هندسة الطيران ونشرها . أيضا أريد أن أقرأ هذا الكتاب قراءة متأنية حتى أضع التصاميم بصورة منضبطة أكثر .

2 – لا أملك معلومات عن أنواع المعادن المتوفرة، مثلا أحتاج إلى قائمة بـــ:

أ – سمك صفائح الألمنيوم (والمعدنية عموماً) المتوفرة، وكثافتها واجهاد المطاوعة فيها s_y (أو الاجهاد النهائي s_u)

ب – أبعاد وسمك أعمدة الألمنيوم (والمعدنية عموما وربما الخشبية من نوع Spruce) ، وكثافتها واجهاد المطاوعة فيها s_y (أو الاجهاد النهائي s_u)

3 - وأحتاج معلومات عن مواصفات المحركات المتوفرة مثل (hp ، rpm ، معدل استهلاك الوقود، الوزن ، القياسات).

تقدير وزن الطائرة:

بالنظر إلى التصاميم العالمية نجد أن كتلة هذه الطائرة (مع الراكب والحمولة والوقود ...) قريبة من 400Kg . أيضا لا بد أن ننتبه إلى أننا سنضطر إلى تقليل الحمولة لأن محركنا أثقل من المستعمل عادة في الطائرات.

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

المحرك والمروحة

لنفرض أنه توفر لدينا محرك سيارة نيسان قدرته القصوى هي 66KW عند سرعة دوران مقدارها 5200 لفة في الدقيقة (أي Nissan 66KW @ 5200rpm) ، وكتلته هي 120Kg .

الآن نريد أن نرى هل بامكاننا تصميم مروحة لهذا المحرك بحيث تعطي الدفع المعتاد لمثل هذا النوع من الطائرات أثناء الإقلاع (وهو حوالي أربع أعشار الوزن أن حوالي 1600N) .

بالرجوع إلى كتاب Corke نستطيع اشتقاق المعادلتين التاليتين.

$$D = \left(\frac{P}{r\, n^3\, C_p} \right)^{0.2}$$

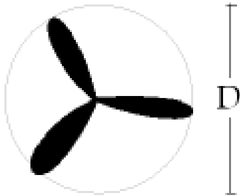
$$T = r\, n^2\, D^4\, C_T$$

حيث P هي قدرة المحرك، هي لمحركنا 66000W)

r هي كثافة الهواء وتساوي تقريباً 1.225

n عدد لفات المروحة بالثانية وهي (على فرض عدم استخدام صندوق مسننات لمحركنا) تساوي 5200/60 (حيث 5200 أخذناها من مواصفات المحرك) إذن n=87

D هو قطر مروحة الطائرة، أعني :



C_P C_T عوامل تحدد شكل المروحة ونأخذها من الأشكال البيانية المتخصصة.

طريقة التصميم :

1 - نبحث في جداول مراوح الطائرات عن جدول بين C_p و C_T / C_P للدفع الاستاتي (انظر الجداول الموجودة في ملحق C من كتاب " Roskam; airplane aerodynamics & performance")

2 – نختار قيمة عشوائية لـــ C_p ومن الجداول نوجد C_T / C_P المقابلة، ثم نحسب C_T

3 – نحسب D و T من المعادلتين:

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

$$D = \left(\frac{P}{r\, n^3\, C_p} \right)^{0.2}$$

$$T = r\, n^2\, D^4\, C_T$$

4 – إذا كانت قيمة D الناتجة منطقية ، وقيمة T أكبر أو تساوي قيمة الدفع المطلوب نكون قد حصلنا على تصميم مقبول، فإن لم يتحقق ذلك نعيد من نقطة 2 لـــ C_p جديدة إلى أن نصل إلى تصميم مقبول .

نجرب لمحركنا:

1 – نبحث في الجداول الطائرات ونختار الجدول التالي، وهو لمروحة بثلاث شفرات و حدود أخرى يحددها شكل الشفرات.

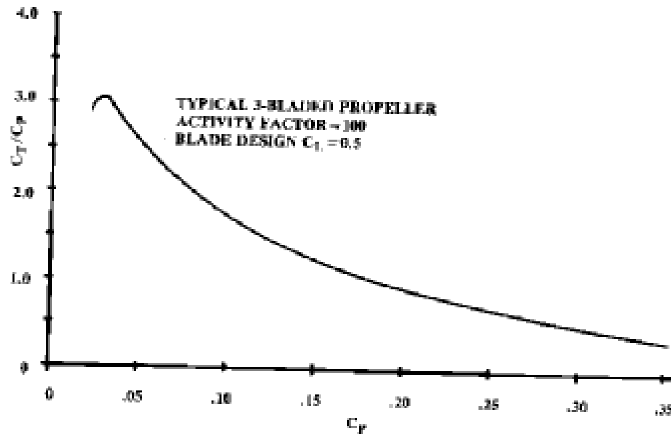


Fig. 13.8 Static propeller thrust. (after Ref. 50)

2 - نجرب C_p تساوي 0.1 ، من الشكل نحصل على $C_T / C_P = 1.8$، إذن $C_T = 0.18$.

3 – نحسب

$$D = \left(\frac{P}{r\, n^3\, C_p} \right)^{0.2} = \left(\frac{66000}{1.225 * 83^3 * 0.1} \right)^{0.2} = 0.99m$$

$$T = r\, n^2\, D^4\, C_T = 1.225 * 83^2 * 0.99^4 * 0.18 = 1448N$$

4 – نلاحظ أن D منطقية و T=1448 قريبة جدا من المطلوبة، T=1600 إذن نقبل بها أو نعيد للحصول على المطلوبة أو أعلى منها (وقد جربت ونجح)، لكن سوف أقبل بها .

ملاحظة: نفضل أيضا أن تكون سرعة طرف المروحة (pnD) مقسومة على سرعة الصوت أقل من 0.85 (وهذا متحقق في تصميمنا).

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

حساب الدفع الأقصى أثناء الطيران المطرد:

الدفع الأقصى أثناء الطيران المطرد سيكون أقل من الدفع الأقصى أثناء بداية الإقلاع، لذا يجب حسابه للتصميم الذي وضعناه كي نتأكد أن الطائرة قادرة على التغلب على مقاومة الهواء، ومقاومة الهواء تقدر أثناء الطيران المطرد بحوالي W/12، أي حوالي 333N في طائرتنا. إذن الآن يجب أن نرى هل مروحتنا ومحركنا قادران على انتاج 333N أثناء الطيران المطرد (أو أكثر).

بالرجوع لفصل 7 من Corke نرى أن ذلك يتم بالخطوات التالية:

1 – نحسب J من المعادلة:

$$J = \frac{V}{nD}$$

حيث V هي سرعة الطائرة.

2 – نرجع إلى الأشكال البيانية المتخصصة التي تعطي h_p تبعا لقيمة J و C_p

3 – نحسب T بواسطة :

$$T = \frac{h_p P}{V}$$

نطبق لمحركنا:

1 –

$$J = \frac{V}{nD} = \frac{100}{83 * 0.99} = 1.22$$

2 – نرجع إلى الأشكال البيانية ونأخذ الشكل لنفس المروحة التي استخدمناها

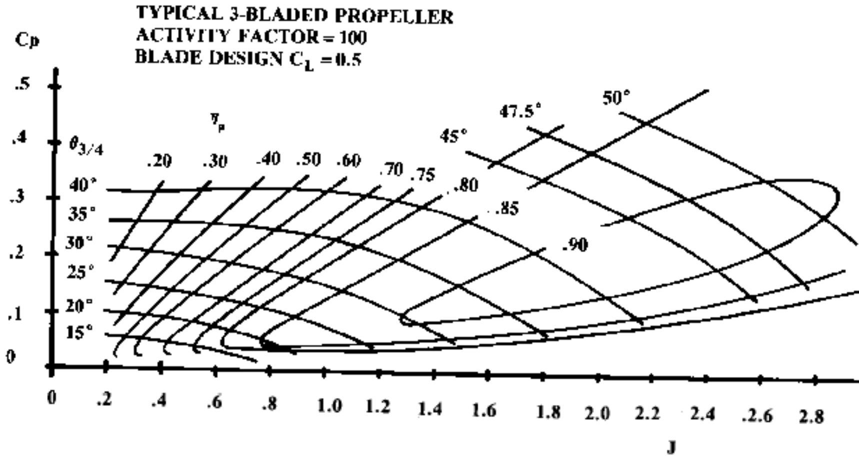


Fig. 13.9 Forward flight thrust and efficiency. (after Ref. 50)

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

حيث C_p حسبناها سابقا وكانت 0.1 ، و J حسبناها للتو وكانت 1.22 ، ومنها نجد أن $h_p \approx 0.87$

3 - نحسب الدفع:

$$T = \frac{h_p P}{V} = \frac{0.87 * 66000}{100} = 748N$$

وهو أكبر من الدفع المطلوب 333 (يجب على الطيار أن يقلل البنزين الداخل للمحرك أثناء الطيران المطرد)، إذن التصميم نجح ، وأثبتنا إمكانية استخدام محرك سيارة لتطيير طائرة براكب واحد بكتلة كلية مقدارها 400Kg .

الجناح

حسب فصل 3 من Corke فإن C_L أثناء الطيران المطرد لهذا النوع من الطائرات تقدر بـــ 0.35 ، والنسبة الباعية تقدر بـــ 6، إذن نقدر مساحة الجناح S وطول باعه b من المعادلة:

$$W = \tfrac{1}{2}\, r V^2 C_L S$$

$$\Rightarrow 4000 = \tfrac{1}{2} * 1.225 * 100^2 * 0.35 * S$$

$$\Rightarrow S = 1.85 m^2$$

$$b = \sqrt{AS} = \sqrt{6 * 1.85} = 3.34 m$$

والجناح يحوي جزء متحرك على طرفيه يسمى جنيحات ويستخدم لتدوير الطائرة حول محورها الطولي ، أيضا يحوي أجزاء متحركة أخرى تسمى Flaps وظيفتها زيادة C_L للجناح أثناء الاقلاع (والهبوط) إلى حوالي 1.9 لهذا النوع من الطائرات. (انظر الفصل 9 من كتاب Corke) .

نستطيع التفصيل أكثر في بنية الجناح والذيل الأفقي وبدن الطائرة، لكن بما أنه لا يوجد قائمة بالمواد المذكورة في المقدمة فلا داعي لهذا الآن.

انتهى

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com

مفتاحي العام الثاني لبرنامج اسرار المجاهدين النسخة الثانية:

#---Begin Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---
pyHAf8xhSSD1F4oni8BCcTFtcU+Ab2H31KoW+zxRoPHBmEj9Lf
CyfQL6RZM8NtkMcBrS/hKaZl1EQ6Es6J37eA1VsG19HBwPj9dl
9IUCbJ15KJYt5DLDNN/iZj5EcMMPpSxtgSFwngxGjeJAJ1XCGs
uzNPmjrmgE/guFUlHC0Ncr+z94iJov5SYCfxZ46Tc2ZR1yTO1M
exblu6qD9+gv0Q8x0Box9wkiXgAXS9e+qQUuvjS7NG+epcXKkj
p1ua1C9Q8Kjzfbe7To6bwBN4XNYm0BAyPwTvLBUURojCZd2yMy
QiVi6lHeXoBZAqsl9xrFGCnf0Ybcf2/5iDe87IGMNIKPGDWk2X
U73juuxdTTYYJxTgS1tWazLsHVNByE3eLPp9whZb4NUhAgKjjQ
kgFxtMkfjCj3RcPFe4bLiTJ98U+otTLCKRMt93L7b7owGpW1Fs
Ln4puIVaRB4BsJAcPcoWYLxw01GtpAMUdWSmdtPjmJ1rMURm6B
sSvrBEs5mEcp/ObOGsPpaYmzNJCGrey8JvnSyasPudKEi5+umk
sx

#---End Al-Ekhlaas Network ASRAR El Moujahedeen V2.0 Public Key 2048 bit---

PDF created with FinePrint pdfFactory trial version http://www.fineprint.com